

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE.  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE.**

**UNIVERSITE SAAD DAHLAB BLIDA.**

**FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR.  
DEPARTEMENT : AERONAUTIQUE.**



**Mémoire pour l'obtention**

**du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique.**

**Filière: Construction et maintenance en aéronautique.**

**Spécialité : Structure, Propulsion.**

## **THEME**

**Modélisation théorique et simulation numérique des écoulements  
des gaz dans une chambre de combustion d'un turboréacteur AI-25TL.**

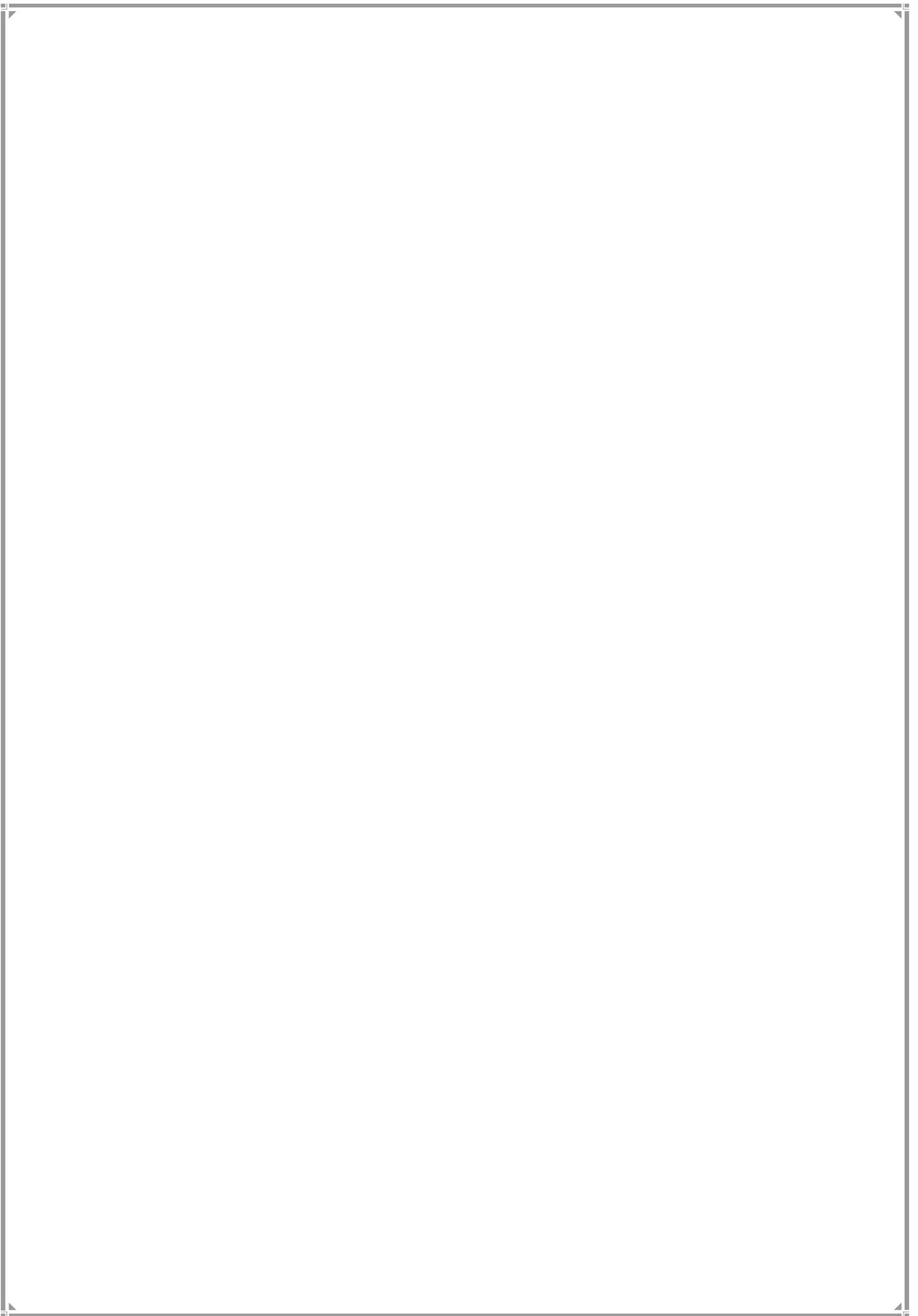
**PRESENTES PAR:**

**Mr. BENALDJIA Nadjib.  
Mr. MEHALAINE Hamza.**

**ENCADRE PAR :**

**Dr: ALLALI Abderrazak.**

**ANNEE UNIVERSITAIRE 2009 /2010.**



## Résumé :

La compréhension de la combustion turbulente représente un intérêt capital dans le domaine des écoulements réactifs. Elle a reçu un intérêt particulier dans le présent travail car se trouve dans diverses applications domestiques et technologiques mais aussi pour leur vertu écologique.

Le présent travail est une contribution à l'étude numérique, par l'approche R.A.N.S, de l'aéro-thermochimie, des jets turbulents axisymétriques de fluides réactifs dans une chambre de combustion. Le modèle k- est utilisé pour modéliser la turbulence.

Le modèle géométrique ainsi que les conditions aux limites ont été élaborés à l'aide du générateur de maillage du programme "GAMBIT". Les différentes simulations numériques ont été faites à l'aide du code de calcul en volumes finis "FLUENT 2D" version 6.3.

Des résultats intéressants ont été obtenus concernant les champs de température, dynamique, les fractions molaires des différentes espèces impliquées dans le processus de combustion tels que le méthane (CH<sub>4</sub>), l'oxygène (O<sub>2</sub>), le dioxyde de carbone (CO<sub>2</sub>) et l'eau (H<sub>2</sub>O), les gaz nocifs tels que les oxydes d'azote (NO<sub>x</sub>) source des problèmes de pollution.

**Mots clés :** Chambre de combustion, jet axisymétrique, combustion, turbulence.

## Abstract:

The understanding of turbulent combustion is of a capital interest in the field of reactive flows, due to the complexity of the phenomena brought into play but also because very widespread in our practical life. but especially for their ecological virtue.

This work is a contribution to the numerical study of axisymmetric turbulent jets of non reactive and reactive fluids. Turbulence effects are taken in account using the k- model.

The problem was tackled by using the computer codes Gambit (grid generator) to generate the grid and fluent (solver) to solve the flow. In the case of the reactive jet, interesting result were obtained concerning the field of temperature, velocity and molar fractions of the various species such as methane (CH<sub>4</sub>), oxygen (O<sub>2</sub>) and water (H<sub>2</sub>O) in the computational field.

**Key words:** Combustion chamber, turbulent combustion, axisymmetric, turbulent.

:

فهم الاحتراق المضطرب هو مصلحة حيوية في مجال . حصل على اهتمام خاص .  
هذا العمل نظرا لتواجده في مختلف التطبيقات الداخلية والتكنولوجية ولكن أيضا لفضله الايكولوجي.  
هذا العمل ه دراسة رقمية، باستخدام التمهيد "RANS " للكيمياء الحرارية الجوية، للسواء  
"K- " تجسيد

تم إنشاء النموذج الهندسي ووضع شروط الحدود باستخدام برنامج "GAMBIT" .  
برنامج التشبيه "FLUENT" بطريقة الحجم المنتهية ائية البعد.  
الحصول على نتائج مثيرة للاهتمام فيما يخص درجة السرعة وكمية مختلف الأصد  
مشاركة في عملي مثل غاز الميثان، الأوكسجين، وكمية الغازات الناتجة عن  
ثاني أكسيد الكربون، بخار الماء والغازات الضارة مثل أكسيد النيتروجين مصدر التلوث.  
مفتاحيه :

# Remerciements

*Ce travail a été réalisé dans le cadre du projet de fin d'études, au sein de Département de l'Aéronautique de l'Université « SAAD DAHLAB » de Blida (D A B).*

*Avant tout, nous remercions ALLAH tout puissant de nous avoir donné la volonté et le courage de mener ce travail.*

*D'une façon toute particulière, On tient à remercier notre encadreur le Docteur ALLALI Abderrazak, pour nous avoir fait travailler sur un projet aussi intéressant et riche. Nous lui sommes reconnaissants tout particulièrement pour la confiance qu'il nous a témoigné et la liberté qui nous a laissé.*

*Nos remerciements s'adressent également aux Messieurs les jurys pour avoir accepté d'évaluer ce travail, avec l'espoir d'être à la hauteur de leur attente.*

*Nous tenons également à exprimer notre gratitude aux nombreuses personnes qui nous ont apporté leur aide précieuse avec beaucoup de gentillesse.*

*Nous remercions aussi tous ceux qui, tout au long de ces années d'études, nous ont encadré, observé, aidé, conseillé et même supporté.*

*On tient également à remercier ici toutes les personnes, les amis, dont on a croisé le chemin au Département de l'Aéronautique à l'Université « SAAD DAHLAB » de Blida et ailleurs, et tout les amis de bloc2.*

*Enfin, on souhaite exprimer toute notre gratitude à l'ensemble des personnes, qui ont contribué largement à son aboutissement.*

SAAD DAHLAB  
ET  
FAMLY



## *Dédicaces*

*Je dédie ce travail,  
À ma chère mère, ma raison de vivre, symbole  
de courage. Et de sacrifice, Que dieu le garde  
À la mémoire de celui qui m'a appris comment  
se comporte les hommes dans les moments  
difficiles, comment avoir le courage et affronter  
la peur, l'homme que j'ai toujours considéré  
comme un exemple, une étoile brillante ; mon  
très cher père, qui nous a quitté.  
Puisse dieu le recueillir dans son vaste  
paradis...*

*À mes chers frères  
À mes chères sœurs  
À mon binôme et ami NADJIB et sa famille  
À tous mes bons amis  
À mes collègues  
À toute la promotion sortante  
À ceux qui se sont toujours dévoués pour moi  
À tous ceux qui m'ont soutenu et encouragé de  
prés, ou de loin.  
À tous ceux que je connais.*

**HAMZA**

## *Dédicaces*

Je dédie ce modeste travail...

A mes très chers parents, qui m'ont soutenu  
durant toute ma formation et qui ont tant attendu  
pour voir ce jour ; mon père qui s'est sacrifié afin  
que rien n'entrave le déroulement de mes études ;  
ma mère pour tant d'amour, de souffrance,  
d'abnégation et de sacrifice, qui n'a jamais cessé de  
prier pour moi, que dieu me la préserve,

Merci maman,

A mes frères et ma sœur,

A tous les descendants de mes grands parents,

A tous mes bons amis,

A ceux avec qui j'ai vécu les plus beaux jours de ma  
vie et à toute la promotion sortante,

A mon binôme et sa famille,

A ceux qui m'ont aidé du mieux qu'ils pouvaient  
pour réussir,

A ceux qui se sont toujours dévoués pour moi,

A tous ceux qui m'ont soutenu et encouragé de  
prés, ou de loin,

A toi, qui est entraîné de lire ces mots.

*Une dédicace particulière à*

*tout ce que j'aime*

*Et*

*À tous les miens qui me sont  
chers et que les noms n'ont pu*

*être cités.*

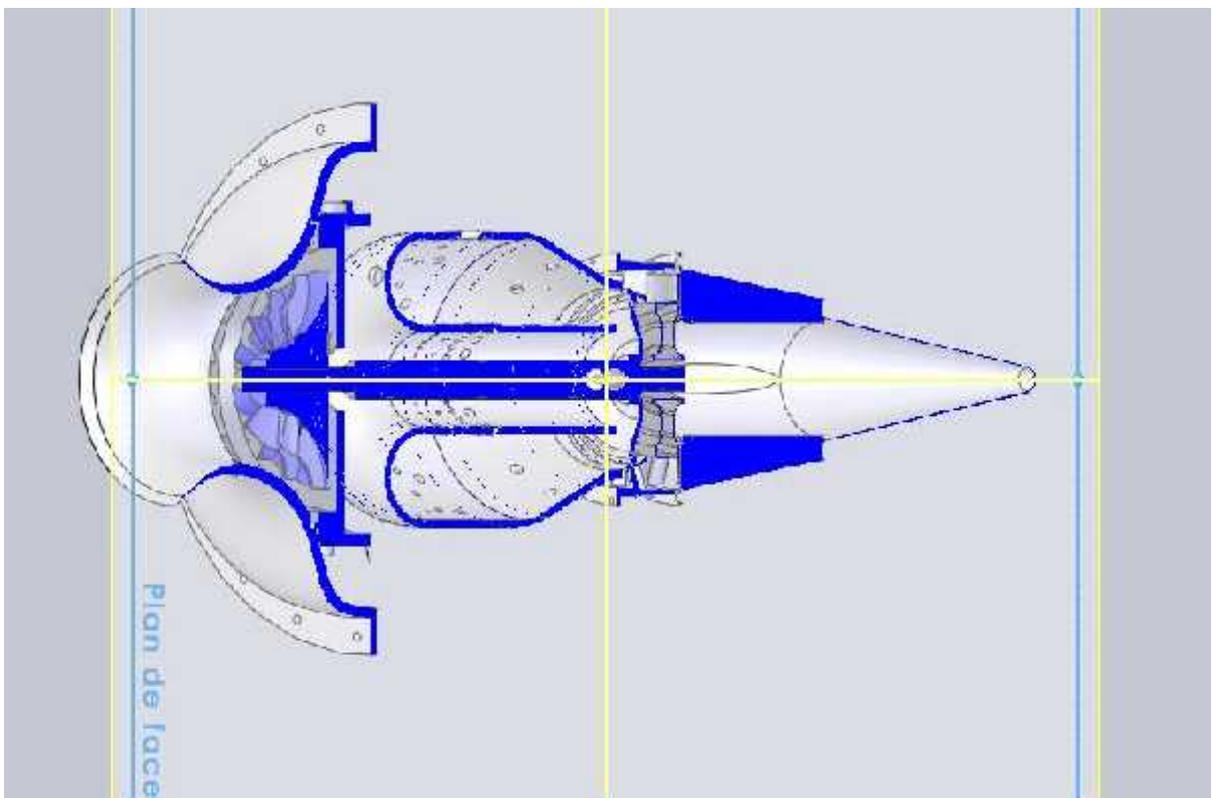
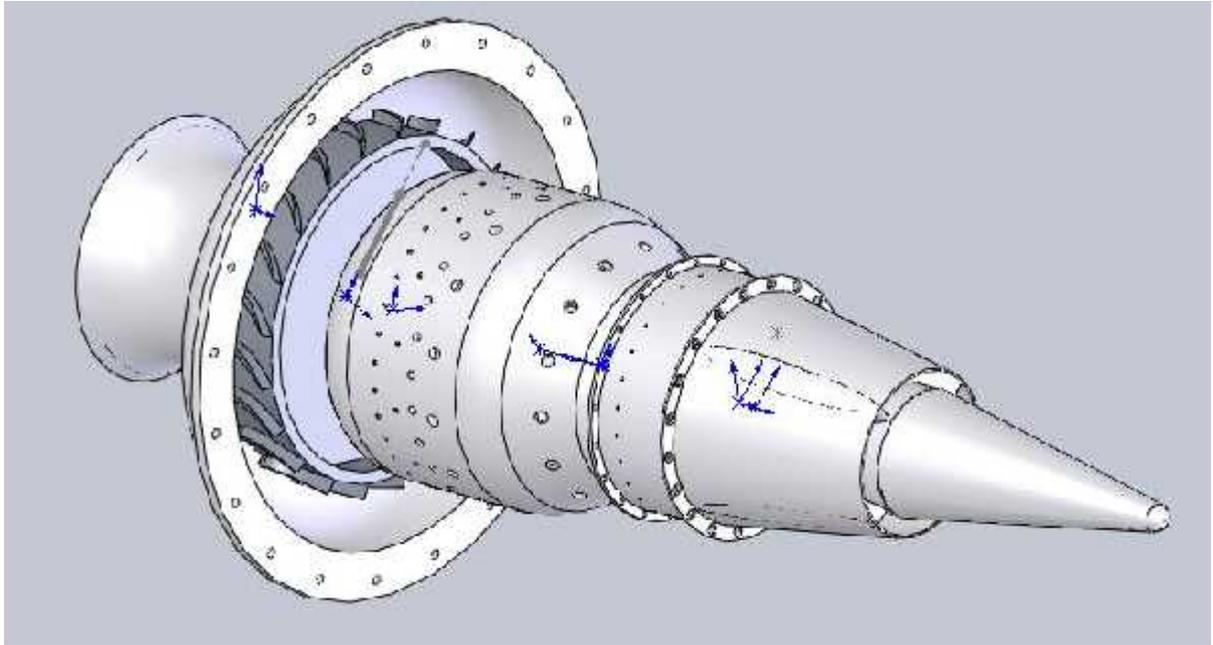
NADJIB

# PERSPECTIVES

---

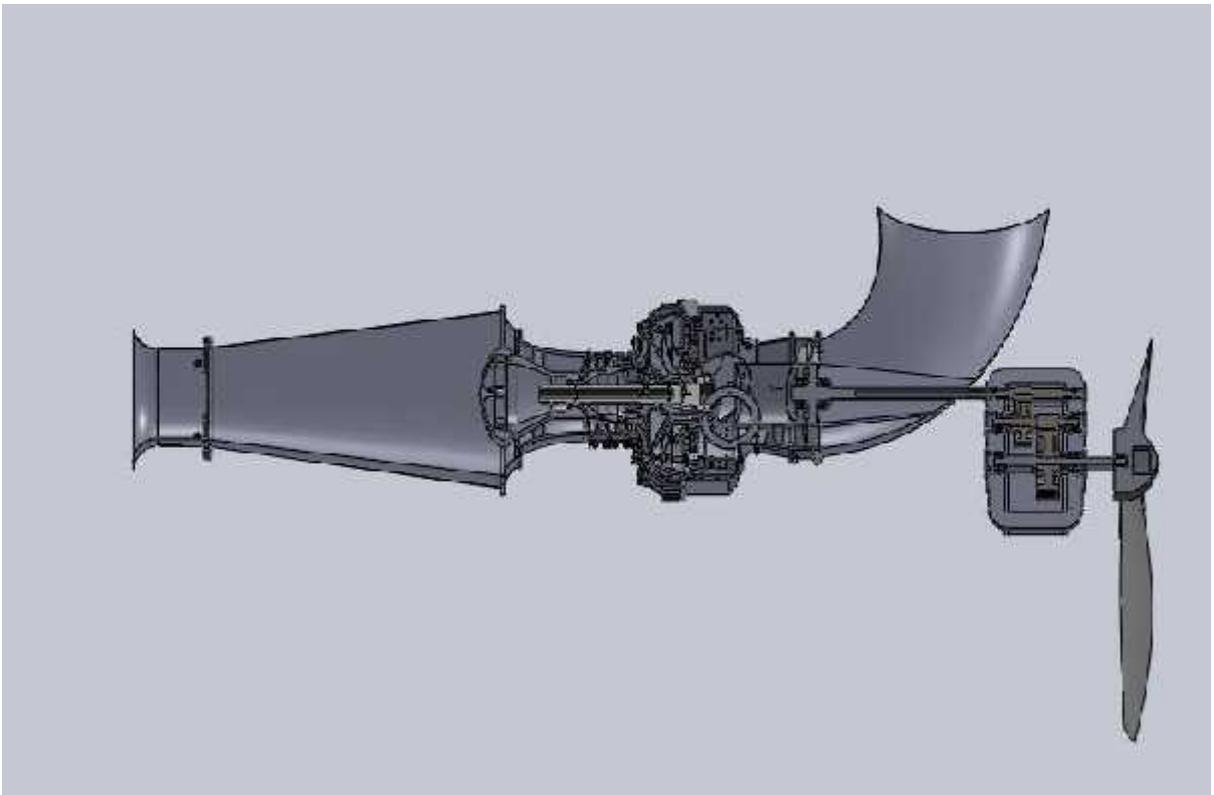
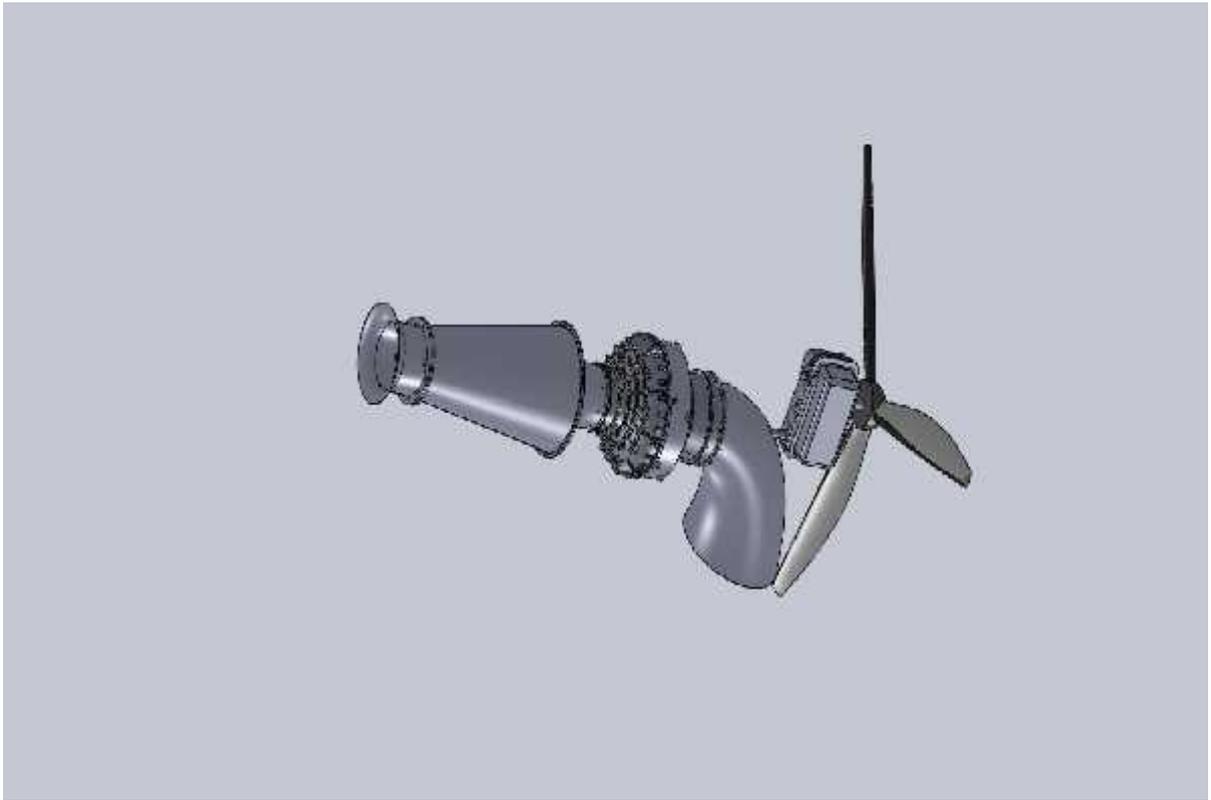
## PERSPECTIVES :

### Simulation numérique des différents modules :



# PERSPECTIVES

---





# SOMMAIRE

- **RÉSUMÉ.**
- **DÉDICACES.**
- **REMERCIEMENTS.**
- **LISTES DES FIGURES.**
- **LISTE DES TABLEAUX.**
- **NOMENCLATURES.**
- **INTRODUCTION.**

## **CHAPITRE.I                                      LE TURBOREACTEUR AI-25TL**

I.1-HISTOIRIQUE DES TURBOREACTEURS .....	4
I.2. CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR.....	5
I.3-CONSTRUCTION DES ENSEMBLES PRINCIPAUX DU MOTEUR.....	5
I.3.1. L'ENTREE D'AIR.....	5
I.3.2. LE COMPRESSEUR .....	6
I.3.2.1. ELEMENT DE COMPRESSEUR .....	7
I.3.2.2. CARACTERISTIQUES DE FABRICATION.....	7
I.3.2.3. FONCTIONNEMENT DE COMPRESSEUR.....	8
I.3.3. CORPS SEPARATEUR .....	9
I.3.4. LA BOITE D'ENGRENAGE .....	10
I.3.5. LA CHAMBRE DE COMBUSTION .....	12
I.3.5.1. FABRICATION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION.....	13
I.3.5.2. FONCTIONNEMENT DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION.....	13
I.3.6. TURBINE .....	17
I.3.6.1. LA FABRICATION DE LA TURBINE.....	17
I.3.6.2. LE FONCTIONNEMENT DE LA TURBINE.....	18
I.3.6.3. LE REFROIDISSEMENT DE LA TURBINE .....	20
I.3.7. CORPS DU PALIER ARRIERE ET SYSTEME DE SORTIE.....	21
I.3.8. LE SYSTEME DE PUISSANCE DU MOTEUR .....	24
I.3.9 LE SYSTEME DE PUISSANCE DU ROTOR .....	24
I.4. LA COMMANDE DES ACCESSOIRES .....	24
I.5.FONCTIONNEMENT DU MOTEUR AI-25 TL .....	26

## **CHAPITRE.II                                      ETUDE DE LA FLAMME ET DE LA COMBUSTION**

II.1- LA FLAMME.....	30
II.1.1- L' AUTO INFLAMMATION .....	30
II.1.2- LES TYPE DE L' AUTO INFLAMMATION.....	30
II.1.2.1- INFLAMMATION CHIMIQUE .....	30
II.1.2.2- INFLAMMATION THERMIQUE .....	30
II.1.3- PROPAGATION DE LA FLAMME .....	31

## SOMMAIRE

---

II.1.4- VITESSE DE LA FLAMME .....	31
II.1.5- STABILITE DE LA FLAMME.....	31
II.2-EVOLUTION ET PROCESSUS DE COMBUSTION DES GOUTTES DE CARBURANT INJECTEES DANS LA CHAMBRE DE COMBUSTION.....	32
II.2.1 HYPOTHESES.....	33
II.2.2 EQUATION DE CONTINUITE .....	33
II.2.3- L'EQUATION GENERALE DE LA COMBUSTION.....	34
II.3- LES ECOULEMENTS.....	35
II.3.1-LAMINAIRE ET TURBULENT.....	35
II.3.2- LES EQUATIONS GENERALES DE NAVIE-STOKES.....	36
II.3.2.1- PRINCIPE DE CONSERVATION DE LA MASSE.....	36
II.3.2.2- PRINCIPE DE CONSERVATION DES QUANTITES DE MOUVEMENT.....	36
II.3.2.3- PRINCIPE DE CONSERVATION DE L'ENERGIE.....	36
II.3.2.4- FLUIDE REEL COMPRESSIBLE .....	37
II.3.2.5- FLUIDE PARFAIT COMPRESSIBLE .....	37
II.3.2.6- FLUIDE REEL INCOMPRESSIBLE.....	38
II.3.2.7- FLUIDE PARFAIT INCOMPRESSIBLE.....	38
II.4-TURBULENCE.....	39
II.4.1- INTRODUCTION.....	39
II.4.2- EQUATIONS DE BASE.....	39
II.4.3- MOYENNES ET FLUCTUATIONS.....	41
II.4.4- LE TAUX DE REACTION CHIMIQUE.....	41
II.4.5- MODIFICATIONS DUES A LA COMBUSTION.....	42
II.4.6- MODELES DE COMBUSTION TURBULENTE POUR UNE CHIMIE TRES RAPIDE ...	42
II.4.6.1- LES FLAMMES DE PREMELANGE.....	42
II.4.6.2- LES FLAMMES DE DIFFUSION .....	43
II.5-LES PDF.....	43
II.5.1- DEFINITION DE LA PDF .....	43
II.5.2- PROPRIETES DE LA PDF.....	45
II.5.3- LA PDF CALCULEE.....	45
<b>CHAPITRE.III</b>	
<b>ETUDE DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION</b>	
III.1-INTROUDUCTION.....	46
III.2-ROLE ET DESCRIPTION DES CHAMBRES DE COMBUSTION .....	46
III.3-DESTINATION DES CHAMBRES DE COMBUSTION.....	47
III.4-TYPES DES CHAMBRES DE COMBUSTION.....	48
III.4.1-CHAMBRE INDIVIDUELLE.....	49
III.4.2-CHAMBRE ANNULAIRE.....	50
III.4.3-CHAMBRE MIXTE .....	50
III.5-FONCTIONNEMENT D'UNE CHAMBRE DECOMBUSTION.....	53
III.5.1-DOSAGE .....	53
III.5.2-RICHESSE.....	53
III.5.3-TAUX DE COMBUSTION .....	54
III.5.3.1-LA RICHESSE.....	54

## SOMMAIRE

---

III.5.3.2-LA VITESSE DE PROPAGATION DE LA FLAMME .....	54
III.5.3.3-LA PULVERISATION DU CARBURANT.....	55
III.5.3.4-LA TURBULENCE.....	55
III.6-STRUCTURE DE LA CHAMBRE.....	56
III.6.1-LES DIFFERENTES ZONES.....	56
III.6.1.1-ZONE PRIMAIRE.....	57
III.6.1.2-ZONE INTERMEDIAIRE.....	57
III.6.1.3- ZONE DE DILUTION.....	58
III.6.2-DIMENSIONNEMENT.....	58
III.6.2.1-LA ZONE PRIMAIRE.....	58
III.6.2.2- LA ZONE SECONDAIRE .....	58
III.6.2.3- LA ZONE DE DILUTION .....	59
III.7-LES MATERIAUX DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION.....	59
III.7.1-INTRODUCTION.....	59
III.7.2-LES DIFFERENTS TYPES DE SUPERALLIAGES UTILISES DANS LA CHAMBRE ...	59
III.8. CALCUL ENERGETIQUE DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION PRIMAIRE.....	60
<b>CHAPITRE.IV</b>	<b>METHODES ET CODES DE CALCUL</b>
IV.1-INTRODUCTION .....	62
IV.2-LES SCIENTIFIQUES QUI ONT FAIT L’HISTOIRE DE LA DYNAMIQUE DES FLUIDES NUMERIQUES.....	62
IV.3-LES AVANTAGES DE LA SIMULATION NUMERIQUE .....	69
IV.4-DIFFERENTES METHODE DE RESOLUTION .....	69
IV.4.1-METHODE DES ELEMENTS FINIS.....	69
IV.4.2-METHODE DES DIFFERENCES FINIES.....	70
IV.4.3-METHODE DES VOLUMES FINIS .....	70
IV.4.3.1.DISCRETISATION DES EQUATIONS GOUVERNANTES.....	71
IV.4.3.2-LES AVANTAGES DE LA METHODE DES VOLUMES FINIS .....	73
IV.5 -MODELISATION DE LA TURBULENCE.....	74
IV.5.1-MODEL A ZERO EQUATION .....	74
IV.5.2-MODEL A UNE EQUATION.....	75
IV.5.3. MODELE A DEUX EQUATIONS .....	75
IV.5.3.1MODELE A DEUX EQUATIONS K & .....	76
IV.6-LE CODE DE CALCUL.....	77
IV.6.1-DESCRIPTION DU CODE « GAMBIT » .....	77
IV.6.1.1-PREPROCESSEUR GAMBIT .....	77
IV.6.1.2-INTERFACE DE GAMBIT .....	78
IV.6.2-DESCRIPTION DU CODE « FLUENT ».....	80
IV.6.2.1-INTRODUCTION AU CODE FLUENT 6.1 .....	80
IV.6.2.2-LES DOMAINES D'APPLICATION DU FLUENT 6.1.....	80
IV.6.2.3-CARACTERISTIQUES .....	80
IV.6.2.4-TYPES D'ECOULEMENTS .....	81
IV.6.2.5-INTERFACE DU CODE FLUENT.....	81

# SOMMAIRE

---

## CHAPITRE.V

## RESULTATS ET INTERPRETATION

V.1-DESCRIPTION DU PROBLEME .....	83
V.1.1-SUPPORT DE L'ETUDE .....	83
V.1.2- DOMAINE D'ETUDE.....	83
V. 2- MAILLAGE ET CONDITIONS AUX LIMITES .....	83
V.3-LE CALCUL « FLUENT » .....	86
V.4-RESULTATS ET ANALYSES.....	89
V.4.1-LES VARIATIONS DE LA TEMPERATURE.....	89
V.4.2-LES VARIATIONS DE PRESSION .....	91
V.4.3-LA VARIATION DE VITESSE .....	92
V.4.4-CHAMP TURBULENT.....	94
V.4.5- CONTOURS DES FRACTIONS MASSIQUES DES DIFFERENTES ESPECES.....	95
V.4.5.1-EVOLUTION DU CH <sub>4</sub> .....	95
V.4.5.2-EVOLUTION DE L'O <sub>2</sub> .....	96
V.4.5.3-EVOLUTION DU H <sub>2</sub> O .....	97
V.4.5.4-EVOLUTION DU CO <sub>2</sub> .....	98
V.4.5.5-EVOLUTION DU POLLUANT NO .....	99
CONCLUSION GENERALE.....	100
REFERENCES	
ANNEXES	

## LISTE DES TABLEAUX

<b>Tab. N°</b>	<b>Titre</b>	<b>Page</b>
Tab. (I.1)	Caractéristiques principales du moteur AL25-TL.	<b>5</b>
Tab. (I.2)	Les éléments du corps séparateur.	<b>11</b>
Tab. (I.3)	Les éléments de la boîte d'engrenage.	<b>11</b>
Tab. (I.4)	Les éléments de la chambre de combustion.	<b>16</b>
Tab. (I.5)	Les constituants du corps du palier arrière.	<b>23</b>
Tab. (I.6)	Commande des accessoires.	<b>26</b>
Tab. (III.1)	Les avantages et les inconvénients de chaque type des chambres de combustion.	<b>52</b>



# LISTE DES FIGURES



<b>Fig. N°</b>	<b>Titre</b>	<b>Page</b>
Fig. (I.1)	Le corps séparateur.	11
Fig. (I.2)	La boîte d'engrenage.	11
Fig. (I.3)	Chambre de combustion.	15
Fig. (I.4)	Schéma de refroidissement de la turbine.	21
Fig. (I.5)	Corps du palier arrière.	23
Fig. (I.6)	Commande des accessoires.	25
Fig. (II.1)	Schéma de la vaporisation et de la combustion de la goutte.	32
Fig. (III.1)	Chambre de combustion.	46
Fig. (III.2)	Les types de chambre de combustion.	48
Fig. (III.3)	Coupe transversale (chambre individuelle).	49
Fig. (III.4)	Chambre annulaire.	50
Fig. (III.5)	Chambre mixte.	51
Fig. (III.6)	Pression en fonction de la richesse.	54
Fig. (III.7)	Cheminements de l'air primaire et de l'air secondaire dans la chambre de combustion.	56
Fig. (III.8)	Les différentes zones de la chambre de combustion.	57
Fig. (III.9)	Stations relatives à la chambre de combustion.	60
Fig. (IV.1)	Volume de contrôle dans un maillage tridimensionnel non orthogonal.	71
Fig. (IV.2)	Présentation d'un point d'intégration dans un volume de contrôle.	72
Fig. (IV.3)	Interface de GAMBIT.	78
Fig. (IV.4)	Fenêtre d'outils d'opération.	78
Fig. (IV.5)	Fenêtre de contrôle global.	79
Fig. (IV.6)	Fenêtre des descriptions.	79
Fig. (IV.7)	Fenêtre de la liste des commandes.	79
Fig. (IV.8)	Interface du code FLUENT.	81
Fig. (V.1)	Domaine d'étude.	83
Fig. (V.2)	Les conditions aux limites.	85
Fig. (V.3)	Domaine d'étude et son maillage.	85
Fig. (V.4)	Le choix du plan et de type de précision.	86
Fig. (V.5)	Mise en place dans fluent pour l'étude.	86
Fig. (V.6)	Définition des modèles.	87
Fig. (V.7)	Le choix du modèle de turbulence.	87
Fig. (V.8)	Définition des conditions aux limites.	88
Fig. (V.9)	Lancement de calcul.	88
Fig. (V.10)	Variation de la température totale avec CP constant.	89
Fig. (V.11)	Variation de la température totale avec CP variable.	89
Fig. (V.12)	Températures totales dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	89
Fig. (V.13)	Températures totales dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP variable.	89
Fig. (V.14)	Contour de la capacité calorifique.	91
Fig. (V.15)	Profil axial de la capacité calorifique.	91
Fig. (V.16)	Variation de la pression totale avec CP constant.	91

LISTE DES FIGURES

<b>Fig. N°</b>	<b>Titre</b>	<b>Page</b>
Fig. (V.17)	Variation de la pression totale CP variable.	<b>91</b>
Fig. (V.18)	Pressions totales dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	<b>91</b>
Fig. (V.19)	Pressions totales dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP variable.	<b>91</b>
Fig. (V.20)	Variation de la vitesse axiale avec CP constant.	<b>92</b>
Fig. (V.21)	Variation de la vitesse axiale avec CP variable.	<b>92</b>
Fig. (V.22)	Profil de la variation de la vitesse axiale avec CP constant.	<b>92</b>
Fig. (V.23)	Profil de la variation de la vitesse axiale avec CP variable.	<b>92</b>
Fig. (V.24)	Variation de la vitesse radiale.	<b>93</b>
Fig. (V.25)	Profil de la variation de la vitesse radiale.	<b>93</b>
Fig. (V.26)	Contour de l'énergie cinétique turbulente.	<b>94</b>
Fig. (V.27)	Profil axial de l'énergie cinétique turbulente.	<b>94</b>
Fig. (V.28)	Profil axial du taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.	<b>94</b>
Fig. (V.29)	Intensité de la turbulence.	<b>94</b>
Fig. (V.30)	Fraction molaire de CH <sub>4</sub> avec CP constant.	<b>95</b>
Fig. (V.31)	Fraction molaire de CH <sub>4</sub> avec CP variable.	<b>95</b>
Fig. (V.32)	Fraction molaire de CH <sub>4</sub> dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	<b>95</b>
Fig. (V.33)	Fraction molaire de CH <sub>4</sub> dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP variable.	<b>95</b>
Fig. (V.34)	Fraction molaire d'O <sub>2</sub> avec CP : constant.	<b>96</b>
Fig. (V.35)	Fraction molaire d'O <sub>2</sub> dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	<b>96</b>
Fig. (V.36)	Fraction molaire du H <sub>2</sub> O avec CP constant.	<b>97</b>
Fig. (V.37)	Fraction molaire du H <sub>2</sub> O dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	<b>97</b>
Fig. (V.38)	Fraction molaire du CO <sub>2</sub> avec CP constant.	<b>98</b>
Fig. (V.39)	Fraction molaire du CO <sub>2</sub> dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	<b>98</b>
Fig. (V.40)	Fraction molaire du polluant NO avec CP constant.	<b>99</b>
Fig. (V.41)	Fraction molaire du polluant NO avec CP variable.	<b>99</b>
Fig. (V.42)	Fraction molaire du polluant NO dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP constant.	<b>99</b>
Fig. (V.43)	Fraction molaire du polluant NO dans différentes sections x dans le champ d'écoulement avec CP variable.	<b>99</b>

**ANNEXES**

<b>Fig. N°</b>	<b>Titre</b>	<b>Page</b>
Fig. (1)	Etapes d'une simulation CFD.	<b>01</b>
Fig. (2)	Le maillage du cylindre.	<b>01</b>
Fig. (3)	Le choix du plan et de type de précision.	<b>02</b>
Fig. (4)	Maillage de la chambre de combustion.	<b>03</b>
Fig. (5)	Le choix de type de l'écoulement.	<b>03</b>
Fig. (6)	Le choix du modèle de turbulence.	<b>04</b>
Fig. (7)	L'équation d'énergie.	<b>04</b>
Fig. (8)	Le choix du modèle de combustion.	<b>05</b>
Fig. (9)	Le choix du matériau.	<b>05</b>

---

---

## LISTE DES FIGURES

---

---

Fig. (10)	Définition de l'axe de symétrie.	<b>05</b>
Fig. (11)	Conditions aux limites d'entrée de la vitesse d'air.	<b>06</b>
Fig. (12)	Conditions aux limites d'entrée de la température d'air.	<b>06</b>
Fig. (13)	Conditions aux limites d'entrée de la fraction massique de l'air.	<b>06</b>
Fig. (14)	Conditions aux limites d'entrée de la vitesse du méthane.	<b>07</b>
Fig. (15)	Conditions aux limites d'entrée de la température du méthane.	<b>07</b>
Fig. (16)	Conditions aux limites d'entrée de la fraction massique du méthane.	<b>07</b>
Fig. (17)	Conditions aux limites de sortie des gaz brûlés.	<b>08</b>
Fig. (18)	Conditions aux limites de la proie.	<b>08</b>
Fig. (19)	Ce choix des schémas de résolution et de relaxation.	<b>09</b>
Fig. (20)	Initialisation de la solution.	<b>09</b>
Fig. (21)	Critères de convergence.	<b>09</b>
Fig. (22)	Lancement de calcul.	<b>10</b>
Fig. (23)	Vérification de la convergence des résidus des calculs.	<b>10</b>



# Nomenclature



## Les lettres alphabétiques :

- **$a$**  : Constante positive dépendant du combustible utilisé.
- **$C$**  : Constante de la loi logarithmique.
- **$C_f$**  : Coefficient de frottement.
- **$C_{P_0}$**  : Coefficient de pertes par frottements.
- **$C_P$   $C_v$**  : Chaleurs massiques à pression et à volume constant.
- **$E$**  : Energie interne totale.
- **$F$**  : Force de volume.
- **$g$**  : Gravité.
- **$H$**  : Enthalpie totale.
- **$R$**  : Rothalpie.
- **$I$**  : La tenseur unité.
- **$K$**  : Énergie cinétique turbulente.
- **$L$**  : longueur caractéristique.
- **$m$**  : Masse.
- **$P$**  : Pression.
- **$\dot{m}$**  : Débit massique.
- **$\dot{m}_r$**  : Débit réduit.
- **$r$**  : Vecteur de position.
- **$R$**  : Constante des gaz parfaits.
- **$R_e$**  : Nombre de Reynolds.
- **$S$**  : Entropie.
- **$t$**  : Temps.
- **$T$**  : Température.
- **$T_u$**  : L'intensité de la turbulence.
- **$U$**  : Potentiel.
- **$U_t$**  : Vitesse parallèle à la paroi.
- **$u, v, w$**  : Composantes de la vitesse.
- **$V$**  : Vitesse absolue.
- **$W$**  : Travail.

[j/k .K]

[j]

[m/s<sup>2</sup>]

[j/k ]

[j/k ]

[j.k<sup>-1</sup>]

[m]

[k ]

[P ]

[k /s]

[m /Z]

[m]

[j/m .K]

[j/k .K]

[s]

[°K]

[m/s]

[m/s]

[m/s]

[m/s]



# Nomenclature



- $x, y, z$  : Coordonnées cartésiennes.

[m]

## Les lettres grecques :

- $\gamma$  : Coefficient poly-tropique des gaz parfaits.
- $\varepsilon$  : Taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.
- $\Phi$  : Grandeur quelconque.
- $\nu_k, \nu_\varepsilon$  : Constante du modèle ( $k - \varepsilon$ ).
- $\sigma_\varepsilon, \sigma_k$  : Les nombres de Prandtl.
- $\lambda$  : Conductivité thermique du fluide.
- $\mu$  : Viscosité dynamique.
- $\mu_e$  : Viscosité effective.
- $\mu_t$  : Viscosité dynamique turbulente.
- $\rho$  : Masse volumique.
- $\tau$  : Contraintes visqueuses.
- $\Gamma$  : Coefficient de diffusion.
- $\pi$  : Le taux de compression.
- : Variation.
- $\eta$  : Rendement.
- $\eta_T$  : Rendement thermodynamique.
- $\nabla$  : Laplacienne (la seconde Dérivée).
- $\partial$  : Dérivée partielle.
- $\delta_{ij}$  : Symbole de Kronecker ( $= 1$  si  $i = j$ ;  $= 0$  si  $i \neq j$ ).
- $\xi$  : Coefficient de perte d'énergie.
- $\nu$  : Echelle de vitesse de turbulence.
- $\kappa$  : Constante de Von Karman.

[r ]

[W/k ]

[W/m.K]

[P .s]

[P .s]

[P .s]

[k /m<sup>3</sup>]

[k /m<sup>2</sup>s<sup>2</sup>]

[P .s]

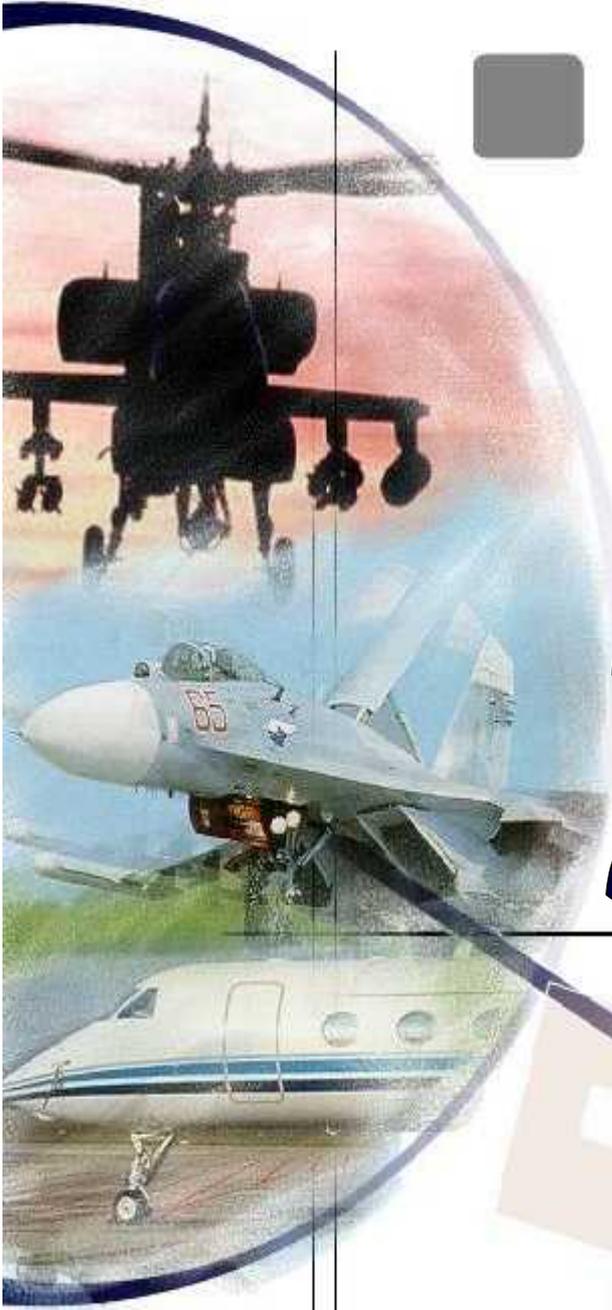


# Nomenclature



## Indices et Abréviations :

- $\tau$  : État d'arrêt, total.
- $i$  : Numéro de position.
- $i, j, k$  : Direction de projection.
- $\bar{i}$  : Indice du point d'intégration.
- $i_s$  : Isentropique.
- $m_{max}$  : Maximale.
- $m_{min}$  : Minimale.
- $m_{moy}$  : Moyen.
- $c_1$  : Compresseur basse pression.
- $c_2$  : Compresseur haute pression.
- $t_1$  : Turbine haute pression.
- $t_2$  : Turbine basse pression.
- $c_1$  : Chambre de combustion primaire.
- $c_2$  : Chambre de combustion secondaire.
- $a$  : Propriété entre l'entrée d'air et la chambre de combustion primaire.
- $b$  : Propriété entre la chambre de combustion primaire et la chambre de combustion secondaire.
- $c$  : Propriété entre la chambre de combustion secondaire et la tuyère d'éjection.



# Introduction



### **INTRODUCTION :**

La combustion recouvre des phénomènes très variés, aujourd'hui c'est l'un des principaux moyens de conversion de l'énergie et l'application a devancé l'étude des phénomènes fondamentaux ; il est toutefois évident que la connaissance de ces dernières est une condition indispensable à toute optimisation des procédés industriels, tel que la production de l'énergie thermique (chaudières ou fours domestiques et industriels) ou de l'électricité (centrales thermiques), que pour le transport (moteurs automobiles et aéronautiques, moteurs fusée, ...) ou encore la destruction de déchets (incinérateurs). Suivant les conditions physique et aérodynamique, Elle englobe la combustion vive et lente.

La combustion nécessite la conjonction de trois éléments : combustible, comburant et énergie. selon la température, soit elle s'effectue progressivement avec une vitesse faible qui varie beaucoup avec la nature ou l'état de la surface de l'enceinte elle donne lieu a une combustion lente , soit elle s'accompagne d'un dégagement important de chaleur et souvent, d'une émission lumineuse et donc elle est vive. Contrairement à la combustion lente, la combustion vive ne s'observe qu'entre certaines limites de composition de gaz.

L'énergie nécessaire aux moteurs d'avion est générée par la combustion du kérosène à l'intérieur d'un foyer aéronautique cette oxydation d'hydrocarbure est indispensable au bon fonctionnement de l'avion.

L'industrie aéronautique a réalisé d'importants progrès en réduisant considérablement la consommation de kérosène et en limitant les émissions d'hydrocarbures et de monoxyde de carbone. Ces améliorations ont principalement été obtenues en améliorant la combustion au sein des foyers aéronautiques. Cependant, un taux de dilution trop élevé peut entraîner des instabilités et des extinctions locales de la flamme, pouvant aller jusqu'à l'arrêt complet du moteur, impliquant de lourdes conséquences. La construction de moteurs d'avion recherche, par conséquent, un compromis permettant la mise en œuvre de foyers aéronautique efficaces, plus écologiques tout en assurant leur fiabilité.

Suite à cela le but recherché est compréhension et la maîtrise de la stabilité des flammes de prémélange turbulente afin d'améliorer les performances techniques et sécuritaires des différents dispositifs et installation énergétique. De ce fait il est nécessaire de comprendre les processus physique et chimique prépondérants au sien du système de combustion tels que la stabilité des flammes, l'interaction entre la turbulence et les réactions chimiques et le comportement dynamique.

Deux axes de recherche et de développement sont utilisés afin d'optimiser les chambres de combustion :

- Les études expérimentales.
- Les simulations numériques.

Les mesures expérimentales souvent utilisées pour analyser ces écoulements sont coûteuses alors que la simulation qui est la résolution numérique des équations de la dynamique des fluides et du transfert de chaleur, nous permet de visualiser les résultats d'un écoulement sur un simple écran d'ordinateur, en relevant des variables telles que la vitesse, la pression et la température. L'énorme progrès qu'ont connu les outils indispensable pour l'étude des phénomènes physique très complexes dont les écoulements réactifs en font partie et pour la validation des résultats expérimentaux.

Le développement de la vitesse d'exécution et de l'espace mémoire des ordinateurs depuis les années 1950 a conduit à l'émergence de la dynamique des fluides numérique (Computational Fluid Dynamics : CFD). Cette branche de dynamique des fluides vient compléter la théorie et l'expérience en fournissant un outil efficace et relativement peu coûteux de simulation des écoulements réels. La branche CFD présente cinq avantages par rapport à l'expérimental :

- Le temps nécessaire de conception et de développement des modèles numériques très avancés est réduit de manière significative.
- Elle peut simuler des conditions non reproductibles par les modèles expérimentaux (nombres de Mach et de Reynolds très élevés).
- Elle prévoit la compréhension de plusieurs détails et informations.
- Elle est beaucoup moins coûteuse que la soufflerie.
- Elle consomme très peu d'énergie.

Nous nous proposons donc d'étudier dans le travail présent, un écoulement turbulent réactif au sein d'un cylindre concéder comme une chambre de combustion théorique afin de simplifier l'étude et donnée un pousse vers des études plus détaillé.

Notre travail comprend cinq chapitres :

Dans le premier chapitre, nous avons présenté le turboréacteur AL25-TL et le fonctionnement de ces différents organes.

Le second chapitre est consacré à la définition des phénomènes tel que la flamme et la combustion du kérosène, introduction aux différents écoulements selon Navier-Stokes, la

turbulence et l'écoulement turbulent réactif et enfin fluctuations de température et de concentration.

Le troisième chapitre étudie en particulier l'organe qui fut l'endroit où le phénomène se produit à l'intérieur, afin de définir quelques notions de base concernant cette dernière.

Le quatrième chapitre est consacré à la description des hypothèses et des équations de base utilisées pour la résolution du problème et la modélisation de la turbulence et les méthodes numériques, ainsi que la présentation du code de calcul (GAMBIT et FLUENT) utilisés pour la simulation numérique.

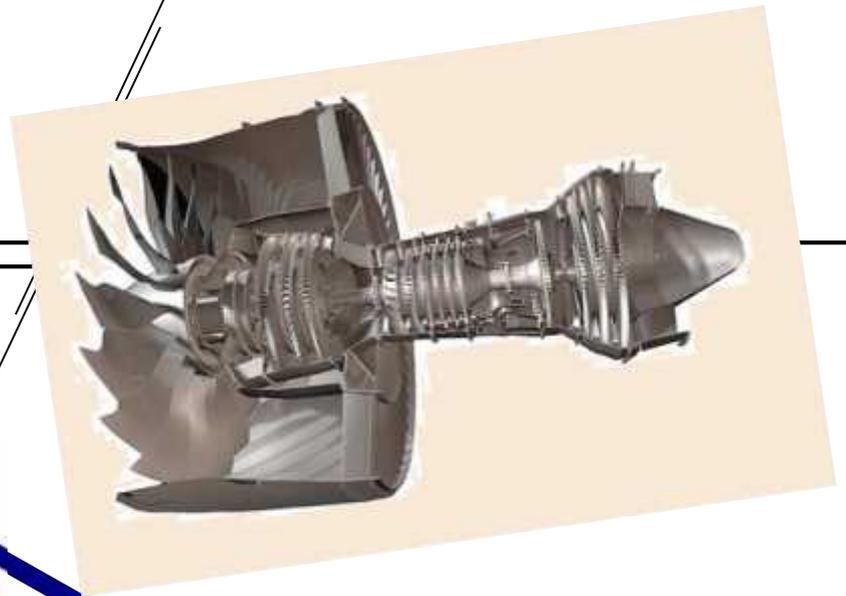
Le cinquième chapitre comprend la présentation du support de l'étude avec les conditions de calcul, Nous avons par la suite simulé un écoulement turbulent réactif à l'intérieur d'une chambre de combustion proposée cylindrique et sans air secondaire et enfin exposé et analysé les résultats obtenus.

Enfin une conclusion sur le travail effectué ainsi que les perspectives qu'il offre.

LE TURBOREACTEUR AI-25TL

# Chapitre

# I



## Le turbo réacteur AI-25TL

### Sommaire.

- Historique des turboréacteurs.
- Caractéristiques principales du moteur.
- Construction des ensembles principaux du moteur.
- La commande des accessoires.
- Fonctionnement du moteur AI-25 TL.

## **I.1-HISTOIRIQUE DES TURBOREACTEUR : [1]**

En 1928, au Royal Air Force Collège de Cranwell, un élève officier nommé Frank Whittle a rédigé sa thèse sur le thème Les développements probables de l'aviation future. Dans ce document, il soulignait qu'il était possible de mettre au point des moteurs entièrement nouveaux afin de propulser les avions par réaction. En 1930, il prenait à ses frais un brevet, et faisait tourner au banc d'essai son premier turboréacteur le 12 avril 1937. L'état Britannique et Rolls-Royce ont décidé de le soutenir, et devenaient par conséquent les précurseurs des recherches dans ce domaine. Cependant un jeune ingénieur allemand, Hans Joachim Pabst Von Ohain inventait le premier turboréacteur Allemand avec l'appui du constructeur d'avions Ernst Heinkel. Son premier réacteur le HeS 1, comparable à celui de l'anglais Whittle, avait tourné au banc en septembre 1937.

Le 27 août 1939, une version améliorée, le HeS 3B permettait le décollage du premier avion à turboréacteur du monde : le Heinkel He-178 expérimental. Ces turboréacteurs simples flux ont ensuite été supplantés par les doubles flux, dont le premier à tourner à titre expérimental fut le Râteau SRA-1 français en 1946. Grâce à de nombreuses améliorations et inventions, notamment celle du compresseur axial, Rolls-Royce fut le premier motoriste à produire des réacteurs de ce genre en série, à la fin des années 50, le compresseur BP (basse pression) fut élargi, et l'excès d'air qu'il débitait fut dérivé vers l'extérieur sans passer à travers le compresseur HP (haute pression), la chambre de combustion et la tuyère. Pour lutter contre cette concurrence, Pratt & Whitney remplaça les trois premiers étages du compresseur BP de son turboréacteur JT-3C par une soufflante de grand diamètre, obtenue en allongeant fortement les aubes des deux premiers étages rotors du compresseur. La turbine fut modifiée en conséquence pour entraîner la soufflante et le compresseur BP ainsi raccourci.

A partir de 1960, le turboréacteur à double flux est apparu comme le meilleur moteur pour l'aviation de transport au-dessus de 550 km/h.

Ce qui distingue ces moteurs entre eux est le « taux de dilution », c'est-à-dire le rapport de la quantité d'air brassé par la soufflante (flux primaire) sur la quantité d'air qui traverse le compresseur, la chambre de combustion et la tuyère (flux secondaire). Le taux de dilution du premier double flux, le « Conway », était de 0,3 ; trop faible pour que ce moteur présente beaucoup d'améliorations par rapport aux mono flux.

**I.2- CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR : [2]****Tableau(I.1): Caractéristiques principales du moteur AL25-TL.**

Type du moteur.	le turboréacteur à double flux.
Désignation conventionnelle.	AI-25TL.
Compresseur.	axial, à deux cascades, à douze étages.
Taux de compression d'air dans le compresseur.	9,5.
Débit d'air pas second à travers Le moteur au régime maximal.	50kg/sec.
Chambre de combustion.	Annulaire.
Quantité d'injecteurs de marche.	12ps.
Taux de dilution.	1,98.
Turbine.	axiale, à trois étages, à deux arbres.
Tuyère d'échappement.	divergente, non réglable.
Le temps de reprise du régime ralenti jusqu' au celui maximal au déplacement de la manette des gaz en 1 à 2 sec.	9 à 12 s.
Altitude pour l'utilisation du régime maximal.	10 000 m.
Carburant de démarrage et de utilisé.	T-1 GOST 10227-62, TS-1 GOST 10227—62.
Pression de combustible à l'entrée de la pompe.	0,7 à 1,1 kgf/cm <sup>2</sup> .
Pression de combustible en amont des injecteurs de marche au régime maximal.	65 kgf/cm <sup>2</sup> max.
Huile utilisée.	MK-8, MK-8 GOST6457_66,MK-6 COST 10528_63.
Consommation d'huile.	0,3 l/h max.

**I.3-CONSTRUCTION DES ENSEMBLES PRINCIPAUX DU MOTEUR :****I.3.1-L'entrée d'air :**

Les caractéristiques d'entrée d'air ont une influence considérable sur les performances globales du réacteur.

La mise au point de la manche d'entrée d'air est d'autant plus délicate que l'avion est rapide. Un moteur ne peut fournir sa poussée maximale que si l'entrée d'air lui amène la quantité d'air requise à la pression maximale.

Que ce soit au point ou en vol à un nombre de Mach élevé, l'entrée d'air doit fournir un bon rendement à toutes les altitudes et dans toutes les assiettes possibles. Cet objectif est

particulièrement difficile à atteindre puisque le débit d'air nécessaire au bon fonctionnement d'un réacteur est environ dix fois supérieur à celui d'un moteur à piston de taille équivalent. Le canal d'entrée d'air devait être, autant que possible sous détour et sa surface interne parfaitement lisse. Sa tonne doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite soit la plus mince possible. Rappelons que la couche limite est la couche d'air ralenti comprise entre la surface d'un corps et la limite de l'écoulement non ralenti. Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air.

En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permette une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur. Un champ de pression non homogène à l'entrée du compresseur peut provoquer le phénomène de pompage.

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air.

### **I.3.2-Le compresseur :**

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé.

Ainsi, le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un réacteur puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement.

Un compresseur a un bon rendement, s'il produit un fort accroissement de pression avec une faible élévation de température.

Connaissant ce rendement, le motoriste peut déterminer d'une part quelle est la puissance nécessaire pour obtenir l'augmentation de pression désirée d'un débit d'air donné, et d'autre part quelles sont les variations de température qu'il est possible d'obtenir dans la chambre de combustion.

Les compresseurs actuels ont des rapports de compression qui se situe aux environs de 15, des rendements qui approchent les 90% et des débits qui peuvent atteindre 160 kg/s. Avec une soufflante les rapports de compression peuvent aller jusqu'à 25 et les débits massiques d'air dépasser les 450 kg/s.

### **I.3.2.1-Elément de compresseur :**

1- Un rotor formé par un empilage de disques à la périphérie des quels sont fixées des ailettes appelées aussi aubes ; deux disques consécutifs sont séparés par une virole.

2- Un stator, formant le carter du compresseur, à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux des aubes.

Chaque disque du rotor équipé de ces aubes forme une grille d'aubes rotor et chaque anneau du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes stator.

Un étage du compresseur axial est constitué d'une grille d'aubes rotor suivie d'une grille d'aubes stator. Ce compresseur est qualifié d'axial parce que l'air y est comprimé dans une direction parallèle à l'axe du moteur.

### **I.3.2.2-Caractéristiques de fabrication :**

Les compresseurs centrifuges sont habituellement fabriqués en aluminium forgé à chaud, bien que certains petits moteurs aient des compresseurs obtenus par fonderie. Dans la plupart des cas la partie avant du roue, dont le rôle est de stabiliser et diriger l'écoulement pour réduire la violence de l'impact est fabriqué séparément pour être ensuite fixée sur la roue lui-même par soudage ou boutonnage. Le jeu entre la roue et son carter doit être réduit au minimum pour obtenir le rendement maximal du compresseur. Les ajusteurs vérifient ce jeu à l'aide d'un calibre à lames ou d'un outil spécial conçu par le motoriste.

On équilibre la roue en ôtant du métal à certains endroits précis du compresseur ou en plaçant des masses d'équilibrage dans des trous prévus à cet effet dans le moyeu du compresseur. Sur les moteurs dont le compresseur et la turbine sont équilibrés lors d'une seule opération, on utilise des boulons et des écrous spéciaux ayant des masses légèrement différentes.

Les paliers de la roue peuvent être équipés de roulements à billes ou des roulements à galets, mais la plupart des motoristes installent au moins un roulement à billes pour supporter à la fois les efforts radiaux et les efforts axiaux.

Les compresseurs axiaux sont constitués de plusieurs métaux différents dont le choix dépend des contraintes mécaniques et thermiques auxquelles ils sont soumis.

Le rotor est constitué d'un empilage de disques consécutifs sont séparés par une virole qui assure l'étanchéité entre les aubes du stator et le rotor. Le disque amont supporte généralement l'arbre qui pivote dans le carter d'entrée d'air par l'intermédiaire du roulement avant. Le disque arrière reçoit le roulement arrière qui se centre dans le carter de la chambre de combustion. L'intérieur du cône du rotor est parcouru par des canaux de circulation d'air. Les aubes du

rotor sont habituellement usinées à partir d'ébauches d'acier inoxydable forgé, bien que certaines aubes des étages avant puissent être en titane. Les autres composantes sont usinées à partir de pièces brutes forgées en acier à faible teneur en carbone. Le jeu entre les aubes mobiles et le carter du stator doit être réduit au minimum de façon à garantir la plus grande étanchéité possible. Certains motoristes comptent sur l'usure pour que l'ajustement se fasse entre l'aube mobile et le carter du compresseur.

### **I.3.2.3-Fonctionnement de Compresseur :**

Le compresseur du moteur AI-25 TL est axial, à douze étages, à deux cascades. Il est destiné pour le compresseur d'air. Il se compose basse pression (CBP) et de compresseur hautes pressions (CHP).

La partie du compresseur faisant partie du trajet gaz-air présente le canal divergent vers le côté de la chambre de combustion ce qui permet d'obtenir la loi nécessaire du changement de la vitesse axial d'air à l'augmentation de sa densité le long du compresseur.

Le processeur de compression d'air dans le compresseur à étages multiples se compose de série des processeurs successifs de compression dans les étages séparés. Donc, pour l'étude du principe de fonctionnement du compresseur il est suffit d'examiner le fonctionnement d'un seul étage.

Lors de la rotation du rotor du moteur l'air passe aux aubes de la roue à aubage à vitesse axial comme la roue à se met en rotation avec la vitesse axial, donc, la vitesse du courant d'air par rapport à la roue à aubage  $W_1$  peut être déterminée selon la règle d'addition des vitesses :  $W_1=C_1+U$ .

En vue d'éviter le décollement des filets d'air, les aubes de la roue à aubage sont montées de telle manière que leurs bords d'attaque coïncident avec la direction de la vitesse relative du courant  $W$ .

L'allure de courbure des profile des aubes est choisie de telle manière que l'angle d'entrée des courant dans la roue  $\beta_1$  soit moins que l'angle de sortie  $\beta_2$ . Dans ce cas la déviation des courant dans les canaux entre aubes est suivie par l'augmentation de la section transversale de chaque filet d'air ( $f_2 > f_1$ ). A cause du rapport section de passage à l'entrée des canaux entre aubes, la vitesse relative du courant diminue ( $W_2 < W_1$ ).

Les aubes mobiles actionnent l'air comme pale d'hélice aérienne et tourbillonne l'air dans la direction de rotation de la roue à aubage.

La déviation du courant d'air dans la roue à aubage est suivie par l'apparition de la force aérodynamique  $P$  sur chaque aube mobile.

La composante axiale de la force aérodynamique  $P_a$  est dirigée en avant et les roulements du rotor de compresseur la perçoivent ; la composante radiale  $P_u$  forme la résistance à la rotation de la roue à aubage. Cette circonstance exige la consommation de l'énergie mécanique extérieure pour la rotation de la roue à aubage et ensuite cette énergie est transmise à l'air passant entre les aubes mobiles.

L'action des aubes de la roue à aubage sur le courant d'air s'effectue avec la force  $Q$ , qui est égale à  $P$  selon la valeur absolue mais qui est dirigée dans le sens opposé.

La composante axiale  $Q_a$  de cette force fait passer l'air le long de l'arbre dans le sens de la sortie de l'étage. La composante radiale  $Q_u$  fait l'air comprimé, en tourbillonnant le courant dans le sens de rotation de la roue à aubage. Grâce à la présence de la force  $Q_u$  le travail mécanique, amené à la roue à aubage, se transforme en énergie de pression d'air.

L'amenée de l'énergie d'air dans les canaux entre aubes de la roue à aubage provoque à l'augmentation de la vitesse absolue du courant  $C_2$ , ainsi que la pression d'air en aval de la roue à aubage  $P_2$ . La valeur absolue et le sens de la vitesse absolue d'air à la sortie de la roue à aubage sont déterminés comme la somme vectorielle.  $\underline{C}_2 = \underline{W}_2 + \underline{U}$

Dans l'aubage redresseur la rotation du courant dans le sens opposé a lieu. La forme des aubes de l'aubage redresseur est choisie de telle manière que l'air sortant de l'étage, ait la vitesse absolue à l'entrée de l'étage  $C_1$  selon la direction et la valeur absolue. Comme dans la roue à aubage la déviation du courant dans les canaux entre aubes est suivie par l'augmentation de la section transversale ( $f_3 \dots > f_2 \dots$ ). De ce fait la vitesse du courant diminue et la pression d'air augmente dans l'aubage redresseur. L'augmentation de la pression est assurée seulement pour le compte de l'utilisation cinétique, acquise par l'air dans la roue à aubage.

### **I.3.3-Corps séparateur :**

Le corps séparateur (Fig. I.1) se trouve entre le compresseur basse pression et le compresseur haute pression. Il est l'un des éléments porteurs du moteur le plus important. Le corps séparateur assure la division du courant d'air arrivant de compresseur basse pression en deux flux du moteur : le flux intérieur (le premier flux) et le flux extérieur (le second flux). Le corps séparateur sert aussi à disposer les paliers des compresseurs, des accessoires et leurs commandes, des ferrures de suspension du moteur à l'avion. Le corps séparateur est coulé en alliage de magnésium MJI-5 et se compose d'ensemble suivants : de cône extérieur 6, de cône intérieur 3 où se trouve la commande principale 10, et de boîte d'engagement. Les cônes se

raccordent par six montants creux 14. Les cônes intérieur et extérieur forment le trajet d'air qui est divisé en deux canaux annulaires par la bague séparatrice 13.

Le cône extérieur se raccorde avec le corps de compresseur basse pression par la bride avant 4 et par la bride arrière avec l'enveloppe du second flux du moteur 7. Le corps du roulement du palier avant du compresseur basse pression et le corps de la commande principale sont fixés à la bride avant 2 du corps séparateur. Le corps du roulement du palier avant de compresseur haute pression est fixé à la bride arrière 8. Le corps de compresseur haute pression est fixé à la bride 12 de la bague séparatrice. Dans la partie centrale du cône intérieur il y a deux alésages pour le montage du corps de commande principale.

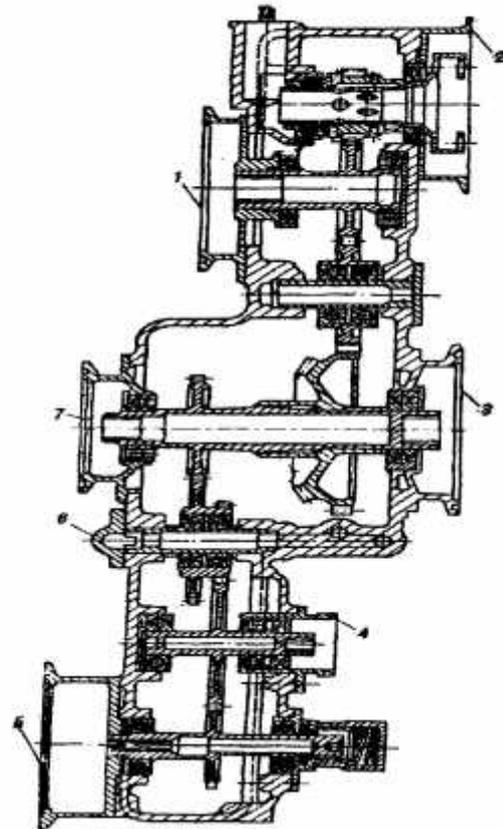
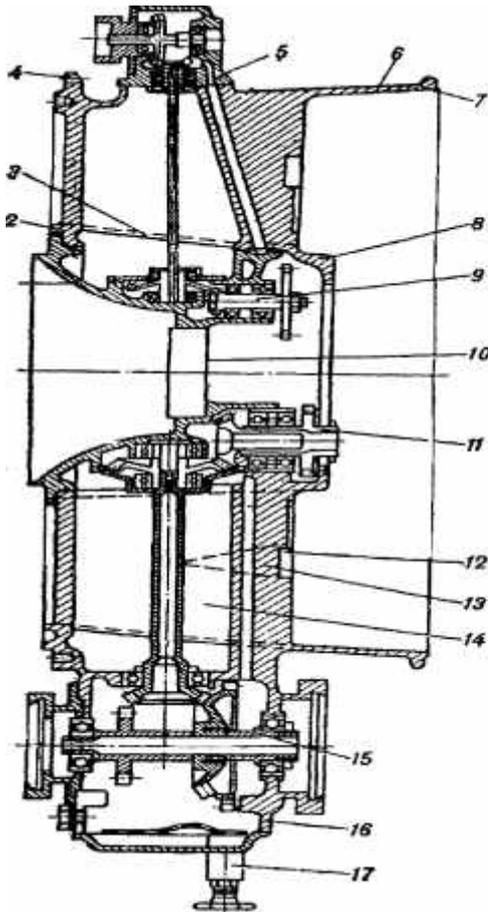
Dans la partie intérieure du bossage en forme de boîte du corps séparateur il y a la bride 16 pour la fixation de la cuve d'huile avec la soupape de commutation de vidange d'huile en vol sur le dos et avec le robinet 17 de vidange d'huile. En haut sur le corps séparateur il y a la bride 5 pour la fixation de la boîte d'engrenages séparateur sur laquelle le capteur de la vitesse de rotation DIE-2 et la commande de la mise en rotation manuelle du rotor basse pression sont montés.

La commande principale : est un ensemble transmettant la rotation à partir des rotors aux accessoires qui est monté sur le moteur. Il se compose de corps 1, de pignons supérieurs 9 et intérieur 11. Le corps est coulé en alliage de magnésium et se fixe à la bride avant du corps séparateur.

La frette extérieure du roulement à rouleaux du palier arrière de compresseur basse pression est pressée dans l'alésage central du corps de la commande principale.

### **I.3.4-La boîte d'engrenage :** (Fig. I.2)

Il y a des brides de fixation des accessoires et des dispositifs qui assurent le fonctionnement du moteur et des systèmes de l'avion : de la pompe hydraulique (5), du bloc pompes d'huile (6), de la pompe à carburant (7), du générateur à courant continu (1), du démarreur pneumatique (2), du régulateur à carburant (3) et du dégazeur (4).



**Figure (I.1) : Le corps séparateur.**

**Figure (I.2) : La boîte d'engrenage.**

**Tableau (I.2):Les éléments du corps séparateur.**

**Tableau (I.3):Les éléments de La boîte d'engrenage.**

N°	Désignation
01	Corps intérieur.
02	Corps extérieur.
03	Enveloppe de force.
04	Corps du roulement du palier arrière.
05	Turbine.
06	Montants.
07	Chambre de mélange.
08	Tuyère de rallonge.
09	Tuyère d'échappement.
10	Commande central.
11	Pignons.
12	Roulement de palier arrière.
13	Le godet cylindrique.
14	Diffuseur de sortie.

N°	Désignation
01	Générateur à courant Contenu.
02	Démarrreur pneumatique.
03	Régulateur à carburant.
04	Dégazeur.
05	Pompe hydraulique.
06	Bloc pompe d'huile.
07	Pompe de carburant.

### **I.3.5-La chambre de combustion :**

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion (enceinte ouverte) où est injecté du combustible liquide finement pulvérisé sous pression. Lorsque le régime moteur est maintenu constant, le taux de compression ne varie pas, l'alimentation en air de la chambre de combustion.

Donc sous pression constante, le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur ; ce mélange est enflammé pour le démarrage, la combustion doit ensuite s'auto entretenir. La combustion est d'une importance primordiale lorsqu'elle s'effectue d'une façon parfaite dans un délai très court (débit important) et que l'échange de température transmis à la masse d'air doit être le plus uniforme possible. Pour satisfaire ces conditions impératives de combustion, on effectue en deux phases essentielles :

#### **a) Première phase :**

Afin d'obtenir une combustion complète, le combustible est mélangé à l'air dans un dosage théorique de 1/15. L'air alimentant en oxygène la combustion est appelé AIR PRIMAIRE et traverse les aubages de turbulence.

Avec un tel dosage la température s'élève aux environs de 1800° à 2000° à l'extrémité de la flamme, les gaz environnant la flamme ne peuvent être utilisés à ces températures par la turbine et les matériaux constituant la chambre de combustion ne résisteraient pas longtemps. On est donc amené à refroidir les gaz et les matériaux, c'est le but de la seconde phase.

#### **b) Deuxième phase :**

Cette diminution de température est obtenue en diluant les gaz chauds par un flux d'air frais. Cet air froid appelé AIR SECONDAIRE ou air de refroidissement, après avoir léché les parois internes et externes du tube à flamme qu'il refroidit, se mélange aux gaz chauds et ramène ainsi leur température aux environs de 1300°C à 1400°C. Un profil convergent continuant la couche d'air permet encore d'abaisser cette température avant entrée des étages turbine. Actuellement sur le moteur moderne, la température avant turbine avoisine les 1300°C.

Cet air de refroidissement crée une paroi fluide entre le tube à flamme et la flamme empêchant celle-ci de toucher aux tôles. Des perçages correctement orientés et de formes particulières génèrent des turbulences ayant pour but de plaquer la flamme au niveau de l'injecteur évitant ainsi qu'elle décroche.

L'injecteur reprend sa place à la partie extrême de la chambre de combustion, mais celui-ci reçoit à sa périphérie, un générateur de tourbillons à géométrie variable. Au ralenti,

celui-ci offre une section de passage minimale, que celle-ci augmente pour les forts débits et ainsi diminue la production de monoxyde d'azote.

### **I.3.5.1-Fabrication de la chambre de combustion :**

Pour réaliser les Chambres de combustion, les motoristes utilisent habituellement de l'acier inoxydable dans des alliages à forte teneur en nickel et en chrome parce que ces matériaux résistent bien à l'oxydation et la corrosion.

### **I.3.5.2-Fonctionnement de la chambre de combustion :**

L'apport de chaleur à l'air s'effectue dans la chambre de combustion pour le compte de combustion de carburant. Les parties principales de la chambre de combustion sont schématisés dans la figure (I. 3).

Le corps de la chambre de combustion est l'enveloppe du tube à flamme et il sert en même temps d'ensemble porteur du moteur qui perçoit les charges du palier arrière du rotor du compresseur haute pression et du palier avant du rotor de la turbine basse pression. Le corps extérieur est fabriqué en acier en tôle X15N5D2T. Le corps de la chambre de combustion est fixé au corps de compresseur haute pression par la bride avant et le corps du distributeur de turbine haute pression est fixé au corps de la chambre de combustion par la bride arrière. Les brides de fixation des injecteurs de carburant de marche 12, les goupilles 13 fixant le tube à flamme dans la chambre de combustion, et les montants creux sont soudés sur la surface extérieur du corps extérieur. Le tube à flamme est de type annulaire.

Les parties principales du tube à flamme : la bague frontale 5 têtes 1, l'enveloppe extérieur 7, l'enveloppe intérieur 11. La bague frontale est la base de tube à flamme. La bague frontale est forme toroïdale avec douze fenêtres dans lesquelles sont soudées les têtes. Les enveloppes extérieures et intérieures sont réalisées des bagues séparées qui sont soudées aux têtes. Les enveloppes extérieures et intérieures sont réalisées des bagues séparées qui sont soudées entre eux par les soudages électriques continus par points. Les enveloppes sont soudées à la bague frontale et forment la cavité annulaire pour assurer la combustion stable du mélange air-combustible. Les stabilisateurs 2 : sont soudées dans chaque tête à flamme, la bague frontale, les enveloppes et les bagues de calage du tube à flamme sont refroidies forcément par air. A ces fins, dans les points de leurs raccordement les fentes annulaires sont faites dans lesquelles l'air passe à travers les petites orifices en formant le système de refroidissement par filme liquide. L'injecteur de marche est monté dans la partie centrale de la tête. Le tube à flamme est suspendu au corps de la chambre de combustion sur six goupilles

L'ajustage des enveloppes extérieures du tube à flamme dans le distributeur de turbine s'effectue par des bagues de calage par lesquelles chaque enveloppe finit. Sur la deuxième bague de deux enveloppes, les buses 8,12, sont montées à travers lesquelles l'air secondaire passe dans le tube flamme.

Cet air se mélange avec les gaz chaud de la turbine. Le diffuseur est destiné pour la diminution de la vitesse d'air à l'entrée du tube à flamme. Il est fabriqué en alliage de titane. Le diffuseur se compose de quatre bagues raccordées deux à deux par lamelles radiales. Les bagues du diffuseur forment trois canaux divergents.

#### **a) L'allumeur :**

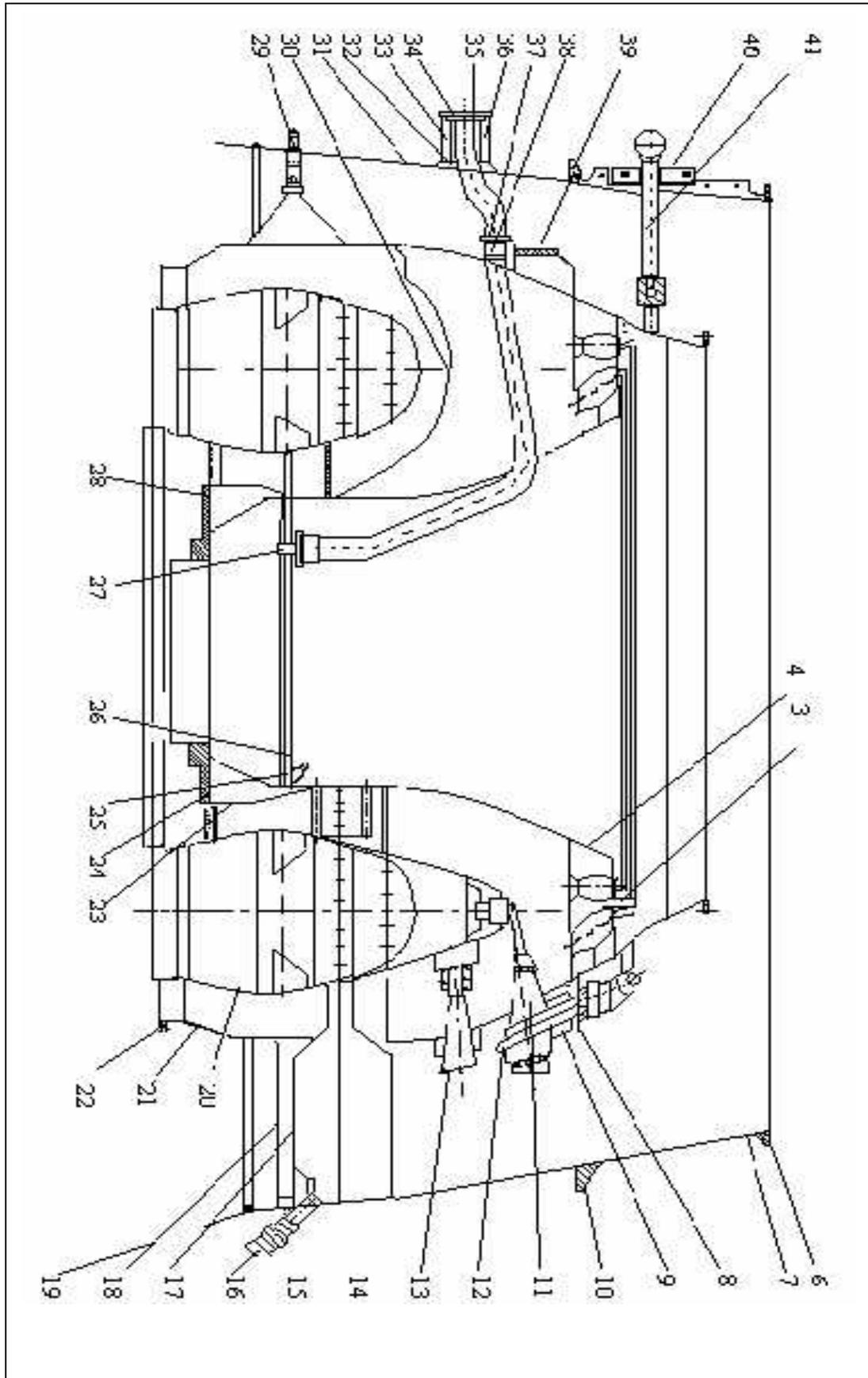
Est destiné pour l'allumage du mélange air-combustible dans le tube à flamme au démarrage du moteur. Il se compose de corps 1, d'injecteur de démarrage 2, de bougie 3, de jupe démontable aux parois minces 6, avec le déflecteur 5, qui améliore la carburation. Sur le raccord d'injecteur de l'allumeur gauche, deux gicleurs coniques sont montés pour la diminution de carburant de démarrage ce qui élargit la plage de l'allumage fiable de carburant dans le tube à flamme.

#### **b) Le Collecteur D'alimentation :**

Est destiné pour l'amenée de carburant. Il se compose de deux demi bagues et il est fixé au corps de la chambre de combustion par six supports. Douze raccords pour le raccordement des tuyaux d'amené de carburant aux injecteurs et un raccord d'amené de carburant à partir d'un régulateur de carburant sont soudés aux demi-bagues du collecteur.

Les injecteurs de marche sont à un canal, de type centrifuge avec une buse non-réglable et ils sont destinés pour la pulvérisation et la distribution de carburant dans les têtes de tube à flamme. L'injecteur de marche est monté dans chaque tête de tube à flamme.

A partir du collecteur d'alimentation le long du tuyau et les raccords à vis, le carburant passe dans la cavité annulaire formée par le corps de l'injecteur et le filtre fileté. Le carburant purifié est amené au paquet pulvérisateur. A travers les orifices dans la tige, le carburant passe dans la cavité annulaire, ensuite à travers les canaux tangentiels dans le générateur de tourbillon le carburant passe de la chambre de tourbillonnement et enfin dans le tube à flamme. L'air est amené dans la cavité entre le capuchon et l'enveloppe pour le refroidissement du bec d'injecteur et pour la prévention de calaminage sur les faces de l'enveloppe et du pulvérisateur.



**Figure (I.3) : Chambre de combustion.**

**Tableau (I.4) : Les éléments de la chambre de combustion.**

N°	Désignation
01	Brides.
02	Diaphragme.
03	Bride de la poutre conique.
04	Poutre conique.
05	Diffuseur.
06	Joint à bague.
07	Enveloppe démontable.
08	Cavité de prélèvement d'air.
09	Tuyauterie.
10	Joint à bague.
11	Injecteur de marche.
12	Brides de fixation de l'injecteur.
13	Goupille.
14	Bride de fixation de la goupille.
15	Les allumeurs.
16	Bougie.
17	Jupe d'allumeur.
18	Montant.
19	Joint à bague.
20	Tube à flamme.
21	Le corps de la chambre combustion.
22	Brides.
23	Bride enveloppe.
24	Godet du roulement.
25	Orifices.
26	Bride de fixation.
27	Tuyauterie de vidange d'huile.
28	Cavité.
29	Raccord.
30	Nervure.
31	Enveloppe du second flux.
32	Bride de fixation de tuyauterie.
33	Godet de suspension de tuyauterie.
34-38	Bague en caoutchouc.
35	Ecrou.
36	Bague de réglage.
37	Palier intermédiaire de tuyauterie.
39	Support.
40	Accouplement.
41	Collecteur d'alimentation.
42	Support.
43	Collier.
44	Vis.

### **I.3.6-Turbine :**

La turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur, les accessoires et dans le cas du turbopropulseur, l'hélice en prélevant sur les gaz de combustion à très forte température une partie de leur énergie cinétique et de pression.

Dans un turboréacteur classique, le compresseur absorbe environ 75% de la puissance produite intérieurement.

La turbine d'un gros turboréacteur doit développer dans certains cas plus de 50000 ch. Une aube de turbine peut prélever jusqu'à 250 ch. Du flux de gaz en mouvement. C'est l'équivalent de la puissance produite par un moteur 8 cylindres d'automobile. Tout cela s'effectue dans un espace plus petit que celui qu'occupe un moteur d'automobile moyen.

#### **I.3.6.1-La fabrication de la turbine :**

La roue de la turbine est une pièce du moteur soumise à des contraintes extrêmes. En plus d'être soumise à des températures pouvant atteindre les 900°C, elle subit de très fortes contraintes mécaniques dues aux forces centrifuges; les vitesses de rotation varient entre 40000 tr/min, pour les petits moteurs, et 8000 tr/min, pour les gros. Le régime du moteur et la température d'entrée de la turbine doivent donc être contrôlés avec précision pour maintenir les paramètres d'utilisation à l'intérieur des limites établies.

Une roue de turbine comprend un disque et des aubes. Le disque, est une pièce équilibrée statiquement et dynamiquement est fabriquée d'aciers spéciaux contenant des pourcentages élevés de chrome, de nickel et de cobalt. Formé par forgeage, le disque est ensuite usiné avec précision, puis inspecté à l'aide des rayons X, des poudres magnétiques ou d'autres méthodes de détection permettant de vérifier son intégrité structurale. Les aubes sont maintenues sur les disques par une fixation en sapin qui permet des différences d'allure de dilatation entre le disque et l'aube tout en maintenant fermement l'aube en place, peu importent les efforts centrifuges. L'aube est maintenue en place dans le sens axial par des rivets, une plaque frein ou un autre étage de turbine.

Dans certaines turbines, les aubes sont reliées entre elles à leur extrémité par une enveloppe périphérique, alors que dans d'autres, les extrémités sont libres. L'enveloppe sert à empêcher les pertes aux extrémités et à réduire les vibrations ; elle diminue aussi les torsions qui, lorsque les contraintes sont élevées, tendent à réduire le pas géométrique des aubes. L'avantage aérodynamique de l'enveloppe est de permettre l'utilisation d'aubes à profil mince ; les pertes aux extrémités peuvent être réduites au moyen d'un joint labyrinthe ou en lame de couteau. L'enveloppe ajoute toutefois aux extrémités une masse supplémentaire qui impose

une utilisation dans des conditions de température et de régime moins élevés. Si la grille d'aubes rotor n'a pas d'enveloppe, les extrémités, qu'elles soient coupées droites ou évidées, ont des bords tranchant comme des lames de couteau pour que le jeu entre les extrémités et le carter de turbine s'établisse rapidement de lui-même par usure des parties mobiles sur la partie fixe. Cet ajustement par abrasion a pour effet d'augmenter le rendement de la turbine.

Les aubes sont en acier forgé ; elles sont soumises à des opérations d'usinage extrêmement précises et à des inspections rigoureuses avant d'être approuvées. De nombreux motoristes apposent sur chaque aube un poinçon indiquant la masse afin que l'équilibrage soit maintenu lors du remplacement d'une aube.

La température des aubages est maintenue dans les limites prescrites si de l'air relativement froid, prélevé sur le compresseur, circule autour de la turbine. De cette façon, le disque et les aubages sont refroidis par convection.

Cette méthode de refroidissement peut s'avérer moins efficace lors des vols à des nombres de Mach élevés puisque, dans ce cas les températures d'entrée et de sortie du compresseur sont particulièrement élevées.

### **I.3.6.2-Le fonctionnement de la turbine :**

La turbine du moteur est destinée pour transformer l'énergie du courant gazeux en travail mécanique et le transmettre aux arbres de compresseur et à la commande des accessoires.

#### **a) La turbine haute pression :**

Sert à transformer l'énergie du courant gazeux en travail mécanique pour la rotation de compresseur haute pression et des accessoires la puissance développée par la turbine compose 4075 ch. La turbine haute pression est axiale, à un étage et se compose de stator et de rotor.

Le stator de turbine se compose d'un corps extérieur soude 1, d'aubes distributeurs 2 et de corps intérieur 3 est le corps extérieur est raccordé avec le corps de la chambre de combustion et sert à centrer la bague extérieure du tube à flamme et à fixer les aubes distributeur. Le corps intérieur est raccordé avec l'enveloppe intérieure de la chambre de combustion et sert de support des aubes distributeurs 2.

Les aubes distributeur sont creuses ce qui assure le passage de l'air refroidissant. A ces fines de cela l'air du flux secondaire de la chambre de combustion est utilisé. A travers l'orifice dans la nageoire supérieure de l'aube, l'air refroidissant passe à l'intérieur de l'aube, la refroidit et sort à travers les orifices sur le bord de fuite au courant gazeux commun. Les aubes sont

raccordées avec les corps intérieur et extérieur à l'aide des nageoires. Les aubes distributeurs sont fabriquées en alliage résistant à chaud JS6K.

Le rotor de turbine se compose d'une roue à aubage 4 et d'arbre 1, La roue à aubage se compose de disque 4 et 90 aubes 3 refroidies à l'intérieur. Le disque de la roue à aubage a six bossages avec des orifices pour les boulons de serrage 6, à l'aide desquels il est fixé à la bride 2 d'arbre, et les bourrelets à labyrinthe 5.

L'aube mobile est en alliage résistant à la chaleur JS6K et se compose de nageoire supérieure, de surface aérodynamique, de nageoire inférieure, de pied et de verrou. Sur la nageoire supérieure de l'aube il y a la crête du joint labyrinthe pour diminuer d'écoulement du gaz au-dessus de la roue à aubage.

La nageoire inférieure diminue la circulation des gaz chaud dans la cavité entre-disques et la fuite de l'air creuse pour le passage d'air refroidissement des aubes mobiles de la turbine 1 étage.

L'aube est fait creuse pour le passage d'air refroidissant qui traverse les orifices dans le pied, passe à l'intérieur de l'aube et sort sur la nageoire supérieur en avale de la crête du joint labyrinthe.

Les aubes sont fixées au disque par des verrous "en sapin".

L'arbre de turbine sert à transmettre le moment de rotation au compresseur HP. Il est fabriqué en acier allié à haute résistance EI961TTT en pièce forgée. L'arbre de turbine se raccorde avec l'arbre arrière de compresseur HP à l'aide des cannelures à développante dans le sens axial par l'écrou.

Le rotor de turbine est balancé par le déplacement des aubes et par le poids d'équilibrage montés dans la rainure sous bourrelets à labyrinthe.

#### **b) La turbine basse pression :**

Sert à transformer l'énergie du courant gazeux en travail mécanique arrivant à la commande du compresseur BP et au transmetteur des tours du rotor BP. La puissance développe par la turbine est de 3350 chevaux. La turbine est axiale, à deux étages et se compose de rotor et stator.

Le stator de turbine se compose de corps intérieur distributeur de turbine 2 étage 5, de 83aubes distributeur 2 étage 6, de corps extérieur 4, de corps intérieur du distributeur de turbine 3 étage 8, de 79 aubes distributeur 3 étage 7.

Les aubes distributeur de turbine sont montées dans les rainures des corps et sont fixée dans le sens radial par la nageoire supérieur. Les aubes distributeur de turbine 2 étage sont

fabrique en alliage JS6K, et les aubes distributeur de turbine 3 étage sont fabriquées en alliage JS3IS, Les corps intérieur des distributeurs de turbine 2 et 3 étages ont des bagues d'étanchéité 9 qui sont revêtues en métal céramique. Les corps intérieur sont fixés dans le sens axial aussi que dans le sens radial par des aubes distributeur. Le rotor de turbine se compose de roues à aubage et 3 étages et d'arbre 3.

Les aubes mobiles 2 et 3 étages de turbine BP sont fixée dans les disques deux à deux par des verrous "en sapin" dans une seule rainure "en sapin" sur les nageoires extérieures les aubes ont trois crêtes à labyrinthe qui diminuent l'écoulement de gaz à travers les extrémités des aubes. Les aubes 2 étages sont fabriquées en alliage JS6K et les aubes des 3 étages sont fabriquées en alliage EIU437BVD, en pièce forgée.

Les disques des roues à aubages 2et3 étages sont fabrique en alliage résistant à la chaleur EIU47BVD il y a des bourrelets à labyrinthe 1 sur les disques de deux cotés. L'arbre de turbine BP est en alliage EI9613T en forme de cylindre étage avec la bride pour la fixation des roues à aubage. Sur le bout, avant l'arbre a des cannelures pour le raccordement avec le ressort et le filet intérieur pour le boulon de serrage. La partie avant de l'arbre de turbine BP s'appuie sur le roulement à rouleaux monté à l'intérieur de l'arbre arrière de compresseur BP. La canalisation de graissage du palier avant de l'arbre est vissée.

À l'intérieur de l'arbre de turbine BP. Le rotor de turbine BP est balancé par le déplacement des aubes et par le poids d'équilibrage.

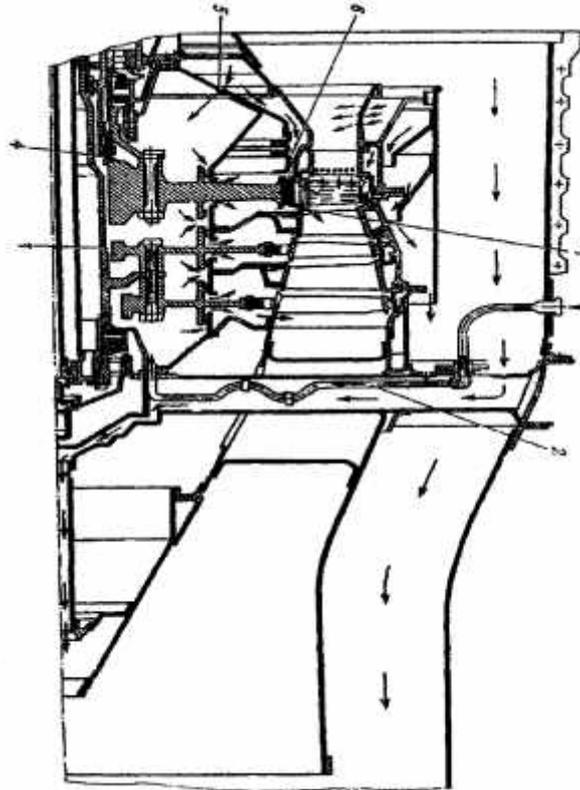
### **I.3.6.3-Le refroidissement de la turbine :**

S'effectue par l'air secondaire prélevé à partir de la chambre de combustion et de l'aval de 3 étage du compresseur BP. Le schéma de refroidissement de la turbine est présenté sur la (fig I.4 ).

Les aubes distributeur de turbine HP sont refroidies par l'air secondaire de chambre de combustion qui entre à l'intérieur du coté de la nageoire supérieure de l'aube, refroidit les parois de l'aube et sort à travers les orifices près du bord de fuite de l'aube.

Les aubes mobiles de turbine HP sont refroidies par l'air secondaire de la chambre de combustion qui passe à travers les orifices dans le corps intérieur du distributeur de turbine, refroidit la partie du trajet gaz air du corps intérieur et passant les buses directrices 6, entre dans les fenêtres de la partie de verrou des aubes mobiles 1. Ensuite l'air entre dans les canaux des aubes mobiles situées de la manière radiale et sort vers le trajet de gaz à travers les orifices dans la nageoire supérieur.

L'air passe au moyeu du disque de turbine HP à travers les orifices 5 dans le corps intérieur du distributeur de turbine. Ensuite à travers les orifices 4 dans la bague d'arrêt, l'air passe entre le disque de turbine HP et le disque 2 étage, et puis à travers le jeu 8 entre le disque et l'arbre l'air passe dans la cavité entre les disques 2 et 3 étages. L'air sort vers le trajet de gaz à travers les jeux entre les aubes distributeurs et les aubes mobiles. Du côté de la tuyère d'échappement, le disque 3 étages du compresseur HP à travers la tuyauterie 2.



**Figure (I.4) : Schéma de refroidissement de la turbine.**

### **I.3.7-Corps du palier arrière et système de sortie :**

Le corps du palier arrière (fig. I.5), est de construction soudée, la partie de force. Il est alliage EI703. il se compose de corps intérieur 1, enveloppe de force 3, de corps extérieur 2, de six montante 6, de corps 4 du roulement du palier arrière.

L'enveloppe du second flux est fixée à la bride avant du corps extérieur, la chambre de mélange est fixée à la bride arrière. Par la bride avant l'enveloppe de force est fixée au corps extérieur du distributeur de turbine 2 et 3 étages de turbine. Dans la partie central du corps intérieur, le godet cylindrique 13 est soudé, qui joue le rôle du corps de roulement du palier arrière de turbine BP. La coque de fuite qui joue le rôle du cône intérieur du diffuseur de sortie du premier flux du moteur, se fixe 10 à la bride arrière du corps intérieur.

Sur le corps extérieur il y a des raccords de fixation des tuyauteries d'amenée d'huile au roulement du palier arrière 12 et des tuyauteries d'amenée d'air pour refroidissement du disque de la roue à aubage 3 étage de turbine 5 et du système d'étanchéité. Sur le corps extérieur il y a aussi deux ensembles de fixation du moteur à l'avion.

**a) Le système de sortie :**

Sert à mélanger l'air du second flux avec les gaz chauds du premier flux, à évacuer des gaz chauds en d'hors de l'avion et à transformer le reste de l'énergie potentielle du courant gazeux en énergie cinétique dans la tuyère d'échappement. Le système de sortie se compose de diffuseur de sortie 14, réalisé entier avec le corps du palier arrière de turbine, de chambre de mélange 7, de tuyère de rallonge 8, et de tuyère d'échappement 9.

**b) Le diffuseur de sortie :**

Sert à diminuer les pertes hydrauliques du courant gazeux pour le compte de la baisse de vitesse dans le canal divergeant. Dans le diffuseur de sortie, la mesure de température des gaz s'effectue à l'aide de quatre thermocouples situés sous l'angle de 90° par rapport l'un à l'autre.

**c) La chambre de mélange :**

Sert à raccorder (à mélanger) l'air sortant du second flux avec les gaz chaud sortant du diffuseur du premier flux. Par la bride avant, la chambre de mélange est fixée au corps extérieur, et la tuyère de rallonge est fixé à bride arrières de la chambre de mélange par la bande de serrage. Dans la partie avant de la chambre de combustion il y a quatre brides pour la fixation des thermocouples.

**d) La tuyère de rallonge :**

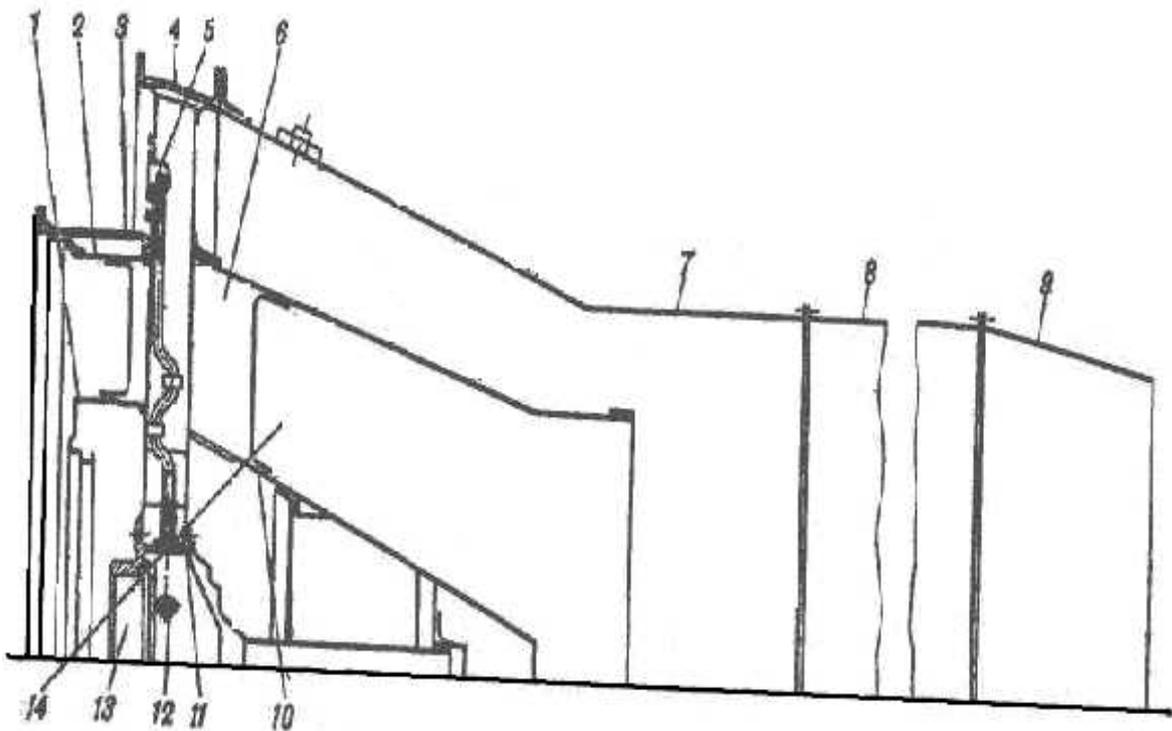
Est destiné pour évacuer les gaz chauds en d'hors de l'avion et à la forme du cylindre à parois minces avec deux brides. Par la bride avant, la tuyère de rallonge est fixée en articulation à la chambre de mélange et la tuyère d'échappement est fixée à la bride arrière par des boulons. Dans la partie inférieure de la tuyère de rallonge, la cuve est soudée dans laquelle à travers les fentes dans la paroi de la tuyère le carburant passe de la zone de la chambre de combustion au démarrage raté, au faux démarrage et à la conservation du moteur. Ce carburant est drainé de la cuve à l'atmosphère.

**e) La tuyère d'échappement :**

Est convergente, non réglable. Elle est réalisée en forme du cône tronqué avec la bride pour la fixation à la tuyère rallonge.

La chambre de mélange, la tuyère de rallonge et la tuyère d'échappement sont alliage d'aluminium AMr- 6.

Le refroidissement de la tuyère de rallonge et de la tuyère d'échappement est effectué par le courant annulaire d'air sortant du second flux du moteur.



**Figure (I.5) : Corps du palier arrière.**

**Tableau (I.5) : Les constituants du corps du palier arrière.**

N°.	Désignation
01	Corps intérieur.
02	Corps extérieur.
03	Enveloppe de force.
04	Corps du roulement du palier arrière.
05	Turbine.
06	Montants.
07	Chambre de mélange.
08	Tuyère de rallonge.
09	Tuyère d'échappement.
10	Parois.
11	Corps.
12	Roulement de palier arrière.
13	Le godet cylindrique.
14	Diffuseur de sortie.

### **I.3.8-Le système de puissance du moteur :**

Le système de puissance du moteur perçoit les charges actionnant sur les éléments de constructeur et transmet leurs parties non-équilibre à travers les ensembles de fixation de l'avion. Le système de puissance du moteur se compose de système de puissance corps et de système de puissance du rotor.

Le système de puissance du moteur possède la liaison extérieure par rapport à la chambre de combustion et il inclut le corps séparateur, le corps de compresseur basse pression, le corps de compresseur haute pression, l'entretoise et le corps du palier arrière. La liaison des certains élément porteur en seul système s'effectue à traverse le corps séparateur.

### **I.3.9 -Le système de puissance du rotor :**

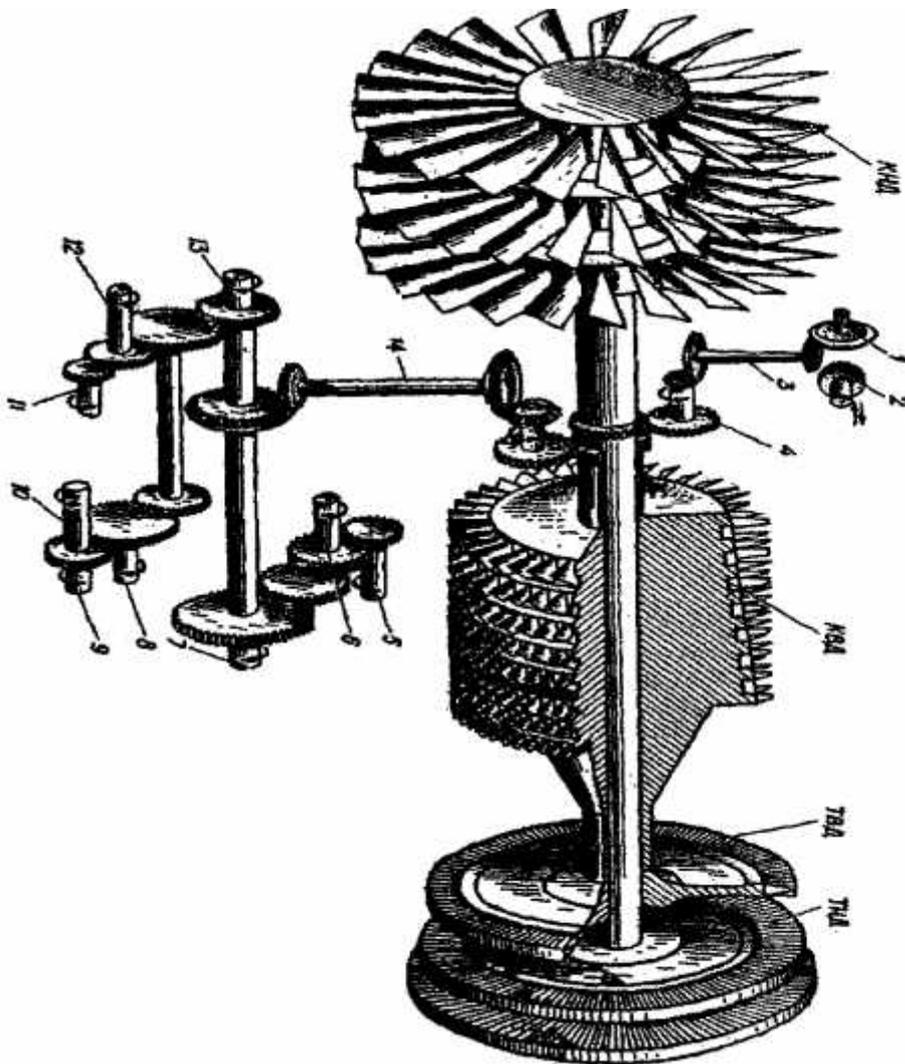
Est formé par le rotor basse pression et par le rotor haut pression entre lesquels il n'y a que la liaison gazo-dynamique. Le système de puissance du rotor se raccorde avec le système de puissance du corps à l'aide des roulements en formant le système de puissance du moteur. Les éléments de construction du moteur subissent les forces de gaz et les forces qui apparaissent à cause du chauffage non uniforme et de la différence des coefficients de la dilatation linéaire des pièces conjuguées. Les composantes radiales de la force du courant gazeux sont équilibrées mutuellement à l'intérieur du moteur. Les forces axiales s'équilibrent partiellement, la force axiale résultante est transmise à l'avion à traverse les ensembles de fixation. Le rotor basse pression s'appuie sur trois roulements à rouleaux et sur un roulement à billes. Le roulement rigide et axial à billes assure la fixation axiale du rotor aux fins de garder la permanence du jeu entre le stator et le rotor.

Le rotor haute pression s'appuie sur le roulement axial rigide et axial à bille et sur le roulement arrière radial à rouleaux. Les corps des roulements ont des joints d'étanchéité spéciaux qui excluent la pénétration d'huile dans le trajet gaz air du moteur.

### **I.4-LA COMMANDE DES ACCESSOIRES :** (fig. I.6)

Sert à transmettre le moment de rotation à partir de l'arbre de moteur aux accessoires montés sur le moteur la rotation à partir mécanismes de commande au démarrage du moteur. Tous les éléments à travers lesquels la rotation est transmise aux accessoires situés sur le moteur, se trouvent dans le corps à la commande principale et dans le bossage inférieur en forme de boîte du corps séparateur. Tous les accessoires montés sur le corps séparateur reçoivent la rotation à partir de l'arbre du rotor haute pression (sauf le transmetteur de la vitesse de rotation du rotor basse pression). Au démarrage du moteur, la rotation à partir de

démarrateur pneumatique est transmise au rotor haute pression à travers l'arbre 5, le pigeonnier, et le ressort 14. A partir du rotor basse pression à travers le pignon 4 et le ressort 3 la rotation est transmise à l'arbre du transmetteur de la vitesse de rotation du rotor basse pression 1. En cas de nécessité la mise en rotation manuelle du rotor basse pression s'effectue à l'aide du mécanisme de commande 2 l'arbre 6 transmet la rotation au générateur. A travers les mécanismes de commande 7 et 13, la rotation est transmise au régulateur de carburant et à la pompe de carburant. La rotation est transmise à la pompe hydraulique à travers l'arbre 12. Le mécanisme de commande 8 transmet la rotation au transmetteur de la vitesse de rotation de rotor haute pression. En cas de nécessité la mise en rotation manuelle du rotor haute pression s'effectue à travers le mécanisme 9 et le dégazeur centrifuge est entraîné à travers le mécanisme de commande 11.



**Figure (L.6) : Commande des accessoires.**

**Tableau (I.6) : Les Commande des accessoires.**

N°.	Désignation
01	Corps intérieur.
02	Corps extérieur.
03	Enveloppe de force.
04	Corps du roulement du palier arrière.
05	Turbine.
06	Montants.
07	Chambre de mélange.
08	Tuyère de rallonge.
09	Tuyère d'échappement.
10	Parois.
11	Corps.
12	Roulement de palier arrière.
13	Le godet cylindrique.
14	Diffuseur de sortie.

### **I.5 - FONCTIONNEMENT DU MOTEUR AI-25TL :**

Le moteur AI-25TL est réalisé selon le schéma, à deux rotors avec le compresseur axial à douze étages qui est divisé en deux cascades par le corps séparateur avec la chambre de combustion annulaire, la turbine à trois étages, la chambre de mélange, la tuyère de rallonge et la tuyère d'échappement non – réglable.

Le moteur est équipé par le système d'alimentation en carburant de mise à l'air libre de démarrage de dégivrage de commande de rotation des aubes de l'ADEA et le système de décharge d'air de l'aval du 3 et du 5 étages du compresseur haute pression.

Le moteur à deux rotors non – liés mécaniquement entre eux :

- le rotor basse pression (RBP) formé par la première cascade du compresseur (trois étages) ou par le compresseur basse pression (CBP) et par le 2 et le 3 étages de la turbine (la turbine haute pression) qui est lié avec le compresseur par l'arbre.
- le rotor haute pression (RHP) comprendre la deuxième cascade du compresseur (les autres neufs étages) ou le compresseur haute pression (CHP) et le premier étage de la turbine (la turbine haute pression) qui est lié avec le compresseur par l'arbre.

La principale particularité constructive du turboréacteur à double flux consiste en celui qui suit. Tout l'air arrivant au moteur passe à travers les premiers trois étages du compresseur et après cela l'air se divise en deux courants .Une partie de l'air en quantité de  $G_{i2}$  basse à travers le premier flux (le flux intérieur) qui est formé par le CHP, la chambre de combustion la turbine la chambre de mélange la tuyère de  $G_{b2}=G_{b1}$  passe au deuxième flux. (Le flux extérieur) Qui est formé par le circuit annulaire entourant le premier flux .L'air passe à

travers ce canal dans la chambre de mélange et ensuite dans la tuyère d'échappement commun avec le premier flux pour la compression d'air qui passe travers le deuxième flux une partie de la puissance de turbine passe pression est consommée. La distribution d'air selon les flux est caractérisée par le taux de dilution. Le taux de dilution c'est le rapport de débit d'air à travers le deuxième flux au débit d'air à travers le premier flux :  $m=GB2/GB1$ .

Dans le plan constructif le turboréacteur à double flux est plus compliqué que les turboréacteurs ordinaires mais ils ont une économie plus grande aux vitesses pré soniques de vol et cela être expliqué par des causes suivantes dans le turboréacteur à double flux le fonctionnement du cycle du premier flux est transmis partiellement à l'air passant à travers le deuxième flux par conséquence la masse total d'air passant à travers le moteur (au débit donné de carburant ) augmente et l'incrément de l'énergie cinétique que l'unité de le masse d'air reçoit pendant son passage à travers le moteur diminue et cela amène à la vitesse d'écoulement de gaz du moteur . Cela amène à l'augmentation du rendement propulsif et c'est pour cela que (si les pertes hydrauliques dans le second flux ne sont pas grandes) le rendement total du moteur augmente et le début spécifique de carburant diminue. Outre cela le schéma à double flux permet de combiner les hautes températures des gaz en amont de la turbine avec une petite vitesse d'écoulement. Cela détermine l'économie plus grande du turboréacteur à double flux aux vitesses pré soniques de vol en comparaison avec le turboréacteur ordinaire à un flux.

Considérons le principe de fonctionnement du moteur. L'air de l'atmosphère est amené au moteur à travers l'entrée d'air subsonique. Elle se compose de deux prises d'air situées sur les deux cotés de fuselage et de canaux intérieurs. Les canaux intérieurs sont divergents et c'est pour cela que pendant le mouvement d'air à travers ces canaux la vitesse d'air diminue et la pression et la température augmentent. Les canaux intérieurs deviennent plus étroits vers l'extrémité d'entrée d'air et de ce fait l'accélération du courant a lieu .Ensuite les canaux s'unissent en seul canal cylindrique et cela contribue à l'égalisation des champs des vitesses et des pressions d'air et améliore les conditions de fonctionnement du compresseur.

L'air est amené de l'entrée d'air au compresseur basse pression ou on lui amène l'énergie et sa pression et son température augmentent. Ensuite l'air passe dans le corps séparateur ou il se divise en deux courants .Une partie de l'air se dirige vers le flux intérieur (le premier flux) et l'autre partie de l'air se dirige vers le flux extérieur (le deuxième flux).

Dans le flux extérieur l'air passe dans le circuit annulaire et ensuite dans la chambre de mélange. Dans le flux intérieur l'air est comprimé dans compresseur haute pression et de ce fait sa pression et sa température augmentent considérablement .L'air comprimé passe du

CHP dans la chambre de combustion ou il est aussi divisé en deux courants. Le courant primaire passe à travers les stabilisateurs, les fentes et les orifices dans les têtes de tube à flamme et assure la composition du mélange air combustible qui est nécessaire pour la combustion.

Le courant secondaire en refroidissant les parois de tube à flamme se mélange peu à peu aux produits de combustion en abaissant leur température jusqu'aux limites admissibles qui sont déterminées par la résistance chimique à la chaleur et par la résistance à chaud du matériau du turbine, des aubes et du disque du premier étage de la turbine. Au mouvement de gaz dans la chambre de combustion à cause de l'apport calorifique au gaz sa température augmente et la vitesse du courant s'accroît un peu, mais sa pression diminue à cause de l'accélération du courant gazeux et des pertes hydraulique et thermiques.

A partir de la chambre de combustion le gaz passe à la turbine où une partie de son énergie est transformée en travail mécanique sur l'arbre de la turbine utilisé pour la rotation du compresseur et de l'entraînement des accessoires. La pression et la température de l'air dans la turbine diminuent et la vitesse augmente.

A partir de la turbine le gaz passe à travers le diffuseur dans la chambre de mélange où il se mélange avec l'air du second flux. Après la turbine l'énergie potentielle non utilisée du courant gazeux est transformée en énergie cinétique dans la tuyère d'échappement. La pression et la température du gaz diminuent, mais de son mouvement augmente considérablement.

De cette manière le courant gaz air passant à travers le moteur, reçoit l'accélération considérable ce qui détermine l'apparition de la force de réaction c'est-à-dire la force de poussée du moteur.

Une partie de l'air passant dans le flux intérieur est utilisée pour l'étanchéité du roulement de la turbine haute pression et pour le refroidissement des pièces de la turbine.

Outre cela le prélèvement d'air pour le système de conditionnement et le système de dégivrage de l'avion et du moteur s'effectue en aval de compresseur haute pression.

En conformité avec les prescriptions tactico-techniques pour le moteur AI-25TL les régimes principaux de fonctionnement peuvent être utilisés : le régime maximal, nominal, croisière (0,85 de celui nominale), ralenti.

Le régime maximal correspond à la maximale quantité admissible de tours 106,8% selon RHP et à la plus grande poussée du moteur. A ce régime les pièces du moteur subissent les plus grandes charges thermiques et les tensions dont l'apparition due à ces charges. C'est pour cela que le temps de fonctionnement continu du moteur AI-25TL à ce régime est limité par

20 minutes. Le régime maximal est utilisé au démarrage, à la prise d'altitude, à l'augmentation de vitesse de vol de courte durée. Le régime de croisière est largement exploité. Il correspond à la vitesse de rotation de 99,6% selon RHP. La poussée compose 85% de sa valeur au régime nominal. A ce régime le fonctionnement du moteur faible et continu est garanti pendant toute la durée de service. Ce régime est utilisé pour le vol à distance et à durée maximale comme le débit spécifique de carburant est le moins.

Le régime de ralenti est caractérisé par la vitesse de rotation minimale à laquelle le fonctionnement stable du moteur est assuré et il compose (56\*1,5) % selon RHP. Avec cela la poussée est minimale. Au sol le temps de fonctionnement du moteur à ce régime est limité par 30 minutes à cause du refroidissement peu effectif et les hautes températures des gaz en amont de la turbine.

Pendant l'utilisation de ce régime en vol la limitation du temps est supprimée à cause de l'amélioration des conditions du refroidissement et de l'impossibilité de son utilisation de longue durée.

GENERALITES SUR LA FLAMME ET LA COMBUSTION

# Chapitre II

## Généralités sur La flamme et la combustion

### Sommaire.

- La flamme.
- Évolution et processus de combustion des gouttes de carburant injectées dans la chambre de combustion.
- Les écoulements.
- Turbulence.
- les PDF.

## **II.1- LA FLAMME :[3]**

### **II.1.1- L'auto inflammation :**

Le processus d'auto inflammation des mélanges combustibles homogènes est caractérisé par le développement d'une réaction chimique rapide ; accompagnée de l'apparition d'une flamme à partir du développement relativement lent de réaction pré flamme. L'auto inflammation est la conséquence du déséquilibre entre la puissance thermique dégagée par les réactions chimiques et celles échangées par le système à la réaction avec le milieu extérieur qui conduit à l'accroissement progressif à la vitesse de la réaction. Il existe deux types de l'auto inflammation chimique et thermique.

### **II.1.2- Les type de l'auto inflammation :**

#### **II.1.2.1- Inflammation chimique :**

Est une réaction en chaîne résulte de la multiplication isotherme des radicaux élémentaires. Dans la théorie chimique de la réaction en chaînes, l'inflammation commence par une chaîne de réactions ramifiées, c'est à dire liées entre elles, la chaleur qui est dégagée n'a guère d'effet secondaire. Cette théorie explique entre autre l'existence des flammes froides.

#### **II.1.2.2- Inflammation thermique :**

Le taux de chaleur crée par l'exotherme de la réaction dans un volume V est très supérieur à la chaleur perdue aux parois. L'augmentation de la température devient rapide et incontrôlable, il y a apparition de la flamme lorsque cette température est suffisamment élevée. La théorie thermique est basée sur l'hypothèse que le processus de combustion ne peut être initié qu'à une température suffisamment élevée pour que les collisions moléculaires aient lieu avec une fréquence suffisamment élevé.

#### **Analyse théorique de l'auto inflammation :**

L'auto inflammation thermique appliquée à un volume de gaz permet de caractériser les grandeurs fondamentales :

- Délai d'inflammation.
- Température critique d'auto inflammation.
- Condition spécifique de l'inflammation.

### **II.1.3- Propagation de la flamme : [4]**

Il existe toujours un mouvement relatif entre le mélange combustible et la flamme : soit que le mélange se déplace, la flamme étant alors stabilisée sur un brûleur, soit que la flamme se propage dans un mélange statique contenu à l'intérieur d'un récipient. Il existe plusieurs méthodes pour mesurer la vitesse de propagation de la flamme.

La réaction de propagation est dite :

**Déflagration** : Si la vitesse de propagation est subsonique (quelques cm/s).

**Détonation** : Si la vitesse de propagation est supersonique (milliers m/s).

La déflagration se propage sous forme d'une onde de combustion appelée front de flamme cependant la propagation de la détonation s'accompagne d'une onde de choc entretenue par la réaction qui suit immédiatement.

L'onde de choc d'une part et le front de flamme d'autre part constituent une zone de séparation de fine épaisseur entre le domaine réactif (produits initiaux) et celui des produits de combustion (produits finaux).

### **II.1.4- Vitesse de la flamme :**

La vitesse de propagation de la flamme (turbulente ou laminaire) par rapport au mélange frais peut être mesurée sur brûleurs, en bombe ou encore dans les tubes. Elle est déterminée sur brûleur en mesurant la surface de la flamme  $S_f$ . Si  $Q$  représente le débit volumique de mélange frais par rapport au front de flamme, la vitesse de propagation de la flamme ou vitesse de déflagration s'écrit  $U_L = Q / S_f$ .

La vitesse de la flamme est définie comme étant la vitesse à laquelle les gaz frais sont happés par la flamme. Ce n'est donc pas la vitesse de l'interface gaz frais/gaz brûlés. Cette vitesse dépend de plusieurs paramètres (température, pression, richesse, type de fuel ...etc.) et est définie différemment suivant le régime d'écoulement (laminaire ou turbulent).

### **II.1.5- Stabilité de la flamme : [5]**

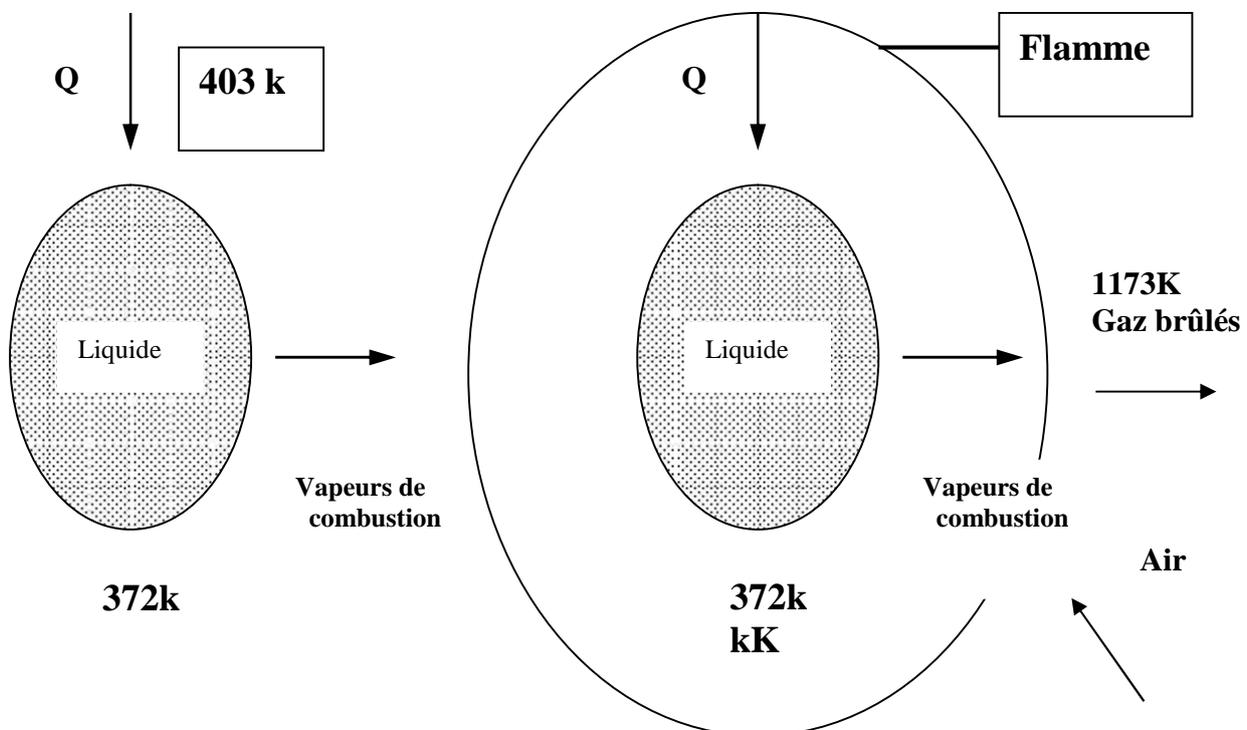
Dans la majorité des applications pratiques, on désire réaliser une flamme qui reste stabilisée en un endroit bien déterminé du réacteur ; ce n'est pas le cas dans les moteurs à explosion interne, où on permet à la flamme d'aller à la rencontre du mélange inflammable dans tout le volume du cylindre. Par contre, dans les fours, les turboréacteurs et les statoréacteurs, on désire une flamme bien ancrée à un endroit déterminé et on envoie le mélange inflammable à travers elle.

Il existe généralement plusieurs méthodes pour stabiliser la flamme, on citera ces deux méthodes :

- On utilise un stabilisateur (obstacle), qui est placé dans l'écoulement perpendiculaire à la vitesse moyenne, et fait apparaître un sillage dans le quel s'établissent les courants de retour vers l'amont.
- On peut utiliser aussi un jet d'air dirigé perpendiculairement ou à contre-courant de l'écoulement principal.

## II.2-EVOLUTION ET PROCESSUS DE COMBUSTION DES GOUTTES DE CARBURANT INJECTEES DANS LA CHAMBRE DE COMBUSTION :

Lorsqu'une goutte brûle, la flamme est limitée entre les vapeurs de combustible et l'air qui entoure la goutte (figure II.1).les gaz brûlés diffusent dans l'air, la chaleur de rayonnement et de convection de la flamme réchauffe le liquide de la goutte qui s'évapore.



**Figure (II .1) : Schéma de la vaporisation (à gauche) et de la combustion de la goutte.**

### **II.2.1 Hypothèses :**

- La flamme est membrane séparant vapeur de carburant de l'air et des gaz brûlés.
- Les caractéristiques sont indépendantes de la température.
- Le mélange combustible, les gaz brûlés ont des caractéristiques semblables à celles de l'air qui sont indépendantes de la température.

### **II.2.2 Equation de continuité :**

Une goutte injectée dans une chambre de combustion évolue selon le processus suivant :

- La température de goutte  $T_L$  augmente et l'évaporation commence jusqu'à ce que la température de la goutte atteigne celle,  $T_{LV}$ , pour laquelle l'ébullition apparaît.
- La vitesse d'évaporation  $v_e$  croît exponentiellement avec la température d'évaporation  $T_e$ .
- La température d'ébullition étant atteinte, le carburant s'évapore, la masse et la taille de la goutte diminuent. La vitesse d'évaporation est alors proportionnelle à la différence de température  $T_c - T_e$  ou  $T_c$  est la température du gaz entourant la goutte :

$$V_e = (T_c - T_e)$$

- Lorsque l'inflammation se produit, il se crée une flamme autour de la goutte, l'interface entre les vapeurs de carburant et l'air, la taille et la masse de la goutte continuant à décroître.

#### **❖ Première phase :**

Au cours de cette phase, la vitesse d'évaporation du combustible croît avec une loi exponentielle qui dépend de la température du liquide. Pour les gouttes de petite taille, inférieure à 100 microns, la durée de cette phase in stationnaire est négligeable.

#### **❖ Deuxième phase :**

Lorsque la température d'ébullition est atteinte, la vitesse d'évaporation est déterminée par la vitesse d'apport de chaleur  $dQ/dt$  vers la surface de la goutte à partir de la zone de combustion environnante :

$$dQ/dt = h_c (T_g - T_L) S$$

$T_L$  et  $T_g$  : Température du liquide et du gaz entourant la goutte.

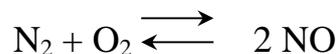
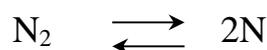
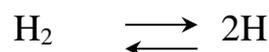
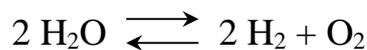
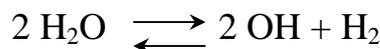
$h_c$  : Le coefficient d'échange de chaleur hémococoncentration.

$S$ : La surface de la goutte.

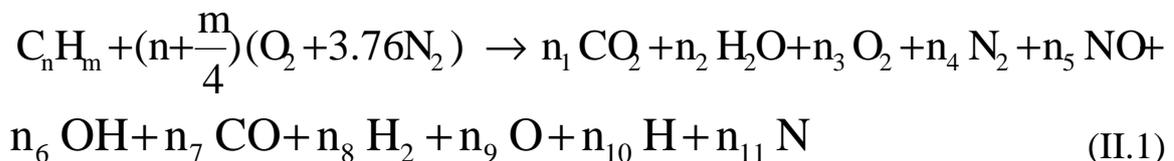
### II.2.3- L'équation générale de la combustion :

La réaction de combustion telle qu'elle est écrite sous forme chimique n'est pas valable en réalité, que lorsque la température des gaz au cours de la combustion reste suffisamment basse pour qu'il n'y ait pas dissociation des molécules formées au cours de réactions intermédiaires. A partir d'une température approximative de 2000 °K apparaît des décompositions endothermiques de molécules.

Lorsque le gaz combustible n'est pas préchauffé, que l'excès d'air reste élevé, les températures de fin de combustion restent inférieures à 2000 °K ; l'équation chimique de la réaction selon laquelle tout le combustible est brûlé en gaz carbonique et en eau, l'excédent de carburant, s'il existe, intervenant comme une masse gazeuse supplémentaire à chauffer, reste valable. Dans le cas contraire, les températures des gaz de combustion étant trop élevées, le phénomène de dissociation ne peut plus être négligé, il devient alors nécessaire de calculer à chaque instant la composition chimique du mélange gazeux qui peut s'écarter d'une façon notable du schéma réactionnel précédent. Les réactions de dissociation entre  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{N}_2$  et  $\text{O}_2$  sont précisées dans les équations suivantes :



La réaction globale s'écrit :



Les onze inconnues  $n_1$  à  $n_{11}$  sont déterminées par onze équations : 4 proviennent des bilans de carbone, hydrogène, oxygène et azote et 7 proviennent des réactions d'équilibre écrites pour chacune des équations (1 à 7) ci-dessus. Les produits considérés étant assimilés à des gaz parfaits,  $K(\text{CO}_2)$ ,  $K(\text{H}_2\text{O},2)$ ,  $K(\text{H}_2\text{O},3)$ ,  $K(\text{H}_2)$ ,  $K(\text{N}_2)$ ,  $K(\text{O}_2)$ ,  $K(\text{NO})$  représentent

les constante d'équilibre des réactions ci-dessus, elles varient avec la température. Les pressions partielles et donc les nombres de molécules sont liés par une relation. Par exemple, pour la première réaction :



$$K(\text{CO}_2) = \frac{n_{\text{CO}}^2 \cdot n_{\text{O}_2}}{n_{\text{CO}_2}^2 \cdot N_t} \cdot P$$

Où P : représente la pression des gaz et Nt le nombre total de molécules Nt est la somme des (ni).

$$N_t = \sum_{i=1}^{11} n_i$$

## **II.3- LES ECOULEMENTS :**

### **II.3.1-Laminaire et turbulent :**

L'introduction de marqueurs (fumée dans le cas des gaz, colorant pour les liquides), permet d'observer des différences importantes dans le comportement des écoulements des fluides.

Dans certains écoulements, les particules marquées diffusent très lentement c'est à dire s'écartent peu les unes des autres, les différentes couches (lamelles) glissent les unes par rapport les autres sans se mélanger : l'écoulement est dit **laminaire**. Au contraire dans d'autres écoulements les particules marquées s'éloignent très rapidement de manière " aléatoire, irrégulière, dans toutes les directions " les unes des autres, on ne retrouve plus de trace de marquage significative très près de l'endroit où le marqueur a été introduit l'écoulement est dit: **turbulent**.

D'évidence, l'écoulement sera laminaire à faible vitesse alors que les grandes vitesses provoqueront l'instabilité des particules c'est à dire le caractère turbulent de l'écoulement. En fait, la transition entre écoulement laminaire et turbulent dépend de la vitesse, mais aussi des caractéristiques (viscosité) du fluide, de la forme de l'écoulement (espace fermé -canalisation- espace ouvert -sur une surface à " l'air libre).

Il découle de ces propos que, pour un écoulement turbulent, les variables, en un point donné, qui caractérisent l'écoulement varient de manière aléatoire et que la notion d'écoulement permanent ne peut être comprise qu'en moyenne (la valeur moyenne de toute variable caractéristique de l'écoulement étant, alors, indépendante du temps). Au contraire,

pour un écoulement laminaire, les fluctuations des variables sont négligeables, à la limite nulle.

### **II.3.2- Les équations générales de Navier-stokes :**

Le modèle d'équation de Navier-stokes est celui auquel on aboutit en tenant compte des schémas de Newton Stokes et de Fourie dans les équations générales de bilans de masse, quantité de mouvement et énergie.

#### **II.3.2.1- Principe de conservation de la masse :**

C'est un principe de physique, qui permet d'établir une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui les provoquent.

Il traduit par l'équation de continuité :

$$\frac{d \dots}{dt} + \dots [\dots] = 0 \quad (\text{II.2})$$

#### **II.3.2.2- Principe de conservation des quantités de mouvement :**

C'est un principe de mécanique, qui permet d'établir des relations entre les caractéristiques du fluide, celles de ses mouvements et les causes qui les produisent (forces).

Il se traduit par les équations des quantités de mouvement, ou par fondamentale de la dynamique.

$$\dots \frac{dU_i}{dt} = \dots F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + 2 \frac{\partial(\sim S_{ij})}{\partial x_j} + \frac{2}{3} \frac{\partial(\sim [\dots])}{\partial x_i} \quad (\text{II.3})$$

#### **II.3.2.3- Principe de conservation de l'énergie :**

C'est un principe d'énergétique (1<sup>er</sup> principe de thermodynamique), qui permet d'établir des relations entre les différentes formes d'énergie mise en jeu.

Il se traduit par l'équation d'énergie.

Il y a lieu également de tenir compte, parfois, du 2<sup>ème</sup> principe de thermodynamique qui définit le sens de l'évolution des phénomènes réels.

$$\dots \frac{d}{dt} \left( C T + \frac{U_i U_i}{2} \right) = \dots U_i F_i - \frac{\partial(P U_i)}{\partial x_i} + 2 \frac{\partial(\sim S_{ij} U_i)}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial(\sim [U_i])}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \dots \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (\text{II.4})$$

Dans les équations précédentes, vitesse, pression, température et masse volumique ont été retenues comme inconnue principales. Rappelons que  $\mu$  désigne la viscosité dynamique,  $\lambda$  la conductivité thermique et  $C_p$  la chaleur spécifique à volume constant du fluide. Le tenseur des déformations noté  $S_{ij}$  vaut par définition :

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad \text{Avec : } \epsilon_{ijk} = \frac{\partial U_k}{\partial x_l}$$

### II.3.2.4- Fluide réel compressible : [10]

Ce modèle est celui de Navier-Stokes pour un fluide visqueux newtonien ( $\mu \neq 0$ ), conducteur de la chaleur au sens de Fourier ( $\lambda \neq 0$ ), compressible au sens du gaz parfait. Nous ajouterons dans ce cours la condition selon laquelle les coefficients  $\mu, \lambda, C_p, C_v$  sont constants. Les équations de transport du modèle sont alors :

$$\begin{aligned} \text{Continuité : } & \frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0 \\ \text{Dynamique : } & \rho \frac{dU_i}{dt} = \rho F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \mu \left( \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j} + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{\partial U_l}{\partial x_l} \right) \right) \\ \text{Energie : } & \rho C_v \frac{dT}{dt} = -P \frac{\partial U_j}{\partial x_j} + \Phi_v + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x_j \partial x_j} \end{aligned}$$

### II.3.2.5- Fluide parfait compressible :

Ce modèle découle du fluide réel par substitution, à la notion de ce dernier, le concept de fluide parfait donc non visqueux et non conducteur de la chaleur. On aura soin de noter que le comportement thermodynamique de gaz parfait reste lui inchangé. Les équations seront donc simplifier à partir du cas générale en  $\mu = \lambda = 0$ . Elles s'écrivent :

$$\begin{aligned} \text{Continuité : } & \frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0 \\ \text{Dynamique : } & \rho \frac{dU_i}{dt} = \rho F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} \\ \text{Energie : } & \rho C_v \frac{dT}{dt} = -P \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \end{aligned}$$

Lorsque l'on ne cherche pas à prendre en compte les effets de la viscosité, le modèle d'Euler est parfaitement indiqué. Il permet en particulier la détermination du champ de pression, ainsi qu'en régime supersonique, la localisation éventuelle d'onde de choc.

### **II.3.2.6- Fluide réel incompressible :**

Le caractère d'incompressibilité doit être compris ici comme la non variation de la masse volumique dans le mouvement. Ce type de situation est celle d'écoulement à faible nombre de Mach, en pratique  $M < 0,2$  pour l'air sous les conditions normales de température et de pression. Cette hypothèse ne doit pas être confondue avec la notion d'isovolume définissant, elle, une classe de mouvements qui incluent le cas incompressible mais ne s'y limite pas.

Considérant le cas d'un milieu massivement homogène, les équations de transport du ce modèle .se déduisent de celles du modèle fluide réel compressible en y faisant

$\dots = C^{te}$  Et  $div \vec{V} = 0$  . Elles s'écrivent donc :

$$\text{Continuité : } \frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0$$

$$\text{Dynamique : } \dots \frac{dU_i}{dt} = \dots F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \sim \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j}$$

$$\text{Energie : } \dots C_v \frac{dT}{dt} = + \Phi_v^i + \} \frac{\partial^2 T}{\partial x_j \partial x_j}$$

$$\text{Avec : } \Phi_v^i = \sim \left( \frac{\partial U_l}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_l} \right)^2$$

### **II.3.2.7- Fluide parfait incompressible :**

En imposant  $\sim = \} = 0$ , le problème thermique devient trivial. En effet l'équation de l'énergie se réduit à  $dT/dt = 0$ , ce qui signifie que le champ de température reste « figé » à sa valeur initiale le long des trajectoires de toute particule de fluide. En particulier, si la distribution initiale de température est homogène dans tout l'écoulement, alors l'évolution est isotherme .pour ces écoulements, seul le champ dynamique est à déterminer à partir des équations de transport suivantes :

$$\text{Continuité : } \frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0$$

$$\text{Dynamique : } \dots \frac{dU_i}{dt} = \dots F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i}$$

## **II.4-TURBULENCE : [6]**

### **II.4.1- Introduction :**

Lorsqu'une réaction chimique se déroule dans un milieu turbulent, plusieurs effets particuliers peuvent avoir lieu. La réaction se déroule en effet avec une vitesse ralentie et contrôlée par la dissipation des fluctuations turbulentes, et le taux de réaction moyen ne sera donc pas élevé, d'autant plus qu'il est contrôlé par un phénomène physique indépendant de la chimie. D'autre part, les conditions initiales sont d'une grande importance dans la mesure où elles ont une influence directe sur les fluctuations et sur l'efficacité finale de la réaction.

Enfin, la turbulence n'intervient pas d'une manière directe dans la réaction chimique qui n'est reliée directement qu'à la température et aux concentrations. Les fluctuations de la vitesse n'interviennent que lorsque les phénomènes de production de fluctuations de température, de concentration et de dissipation moléculaire sont considérés.

### **II.4.2- Equations de base :**

Les équations de base d'un écoulement turbulent réactif sont celles de Navier-Stokes auxquelles s'ajoutent les équations de diffusion de la masse et du bilan d'énergie des espèces chimiques qui réagissent. Il est cependant nécessaire de préciser que le régime est instationnaire, car les écoulements turbulents ne peuvent pas être considérés comme permanents.

Le scalaire  $C(x, t)$  soumis à la convection, à la diffusion et à une réaction chimique obéit à l'équation suivante :

$$\frac{\partial C}{\partial t} = -U \cdot \nabla C + D \nabla^2 C + \check{S}(C) \quad (\text{II.5})$$

Où :

$U$  est la vitesse.

$D$  est le coefficient de diffusivité moléculaire.

$\check{S}(C)$  est le terme source chimique.

La vitesse  $U$  obéit à l'équation de continuité :

$$\nabla \cdot U = 0 \quad (\text{II.6})$$

Et à l'équation de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial U}{\partial t} = - (U \cdot \nabla) U - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 U \quad (\text{II.7})$$

Où :

$p$  est la pression.

$\rho$  est la masse volumique.

$\nu$  est la viscosité cinématique.

Les forces agissant à distance sur le fluide sont négligeables.

En d'autres termes, le bilan massique pour chaque espèce  $i$  s'écrit :

$$\frac{\partial}{\partial t} \dots Y_i + \frac{\partial}{\partial x_r} \dots U_r Y_i + \frac{\partial}{\partial x_r} j_i^r = \dots \check{S}_i \quad (\text{II.8})$$

$Y_i$  est la fraction massique de l'espèce  $i$  dans la totalité du fluide; on a :

$$\sum_1^N Y_i = 1 ;$$

$$j_i^r \text{ est le flux de diffusion de l'espèce } i : \sum_1^N j_i^r = 0 ;$$

$\check{S}_i$  est le taux de production ou de disparition de masse de  $i$  par unité de masse totale et de temps, dues aux réactions chimiques :  $\sum_1^N \check{S}_i = 0$ , car la masse totale est conservée dans les réactions chimiques.

L'équation du bilan énergétique s'écrit :

$$h = \sum_1^N Y_i h_i = \int_0^T \left( \sum_1^N C_{Pi} Y_i \right) dT + \sum_1^N Q_i^0 Y_i$$

Avec :

$C_{Pi}$  Sont les capacités calorifiques.

$Q_i^0$  Sont les enthalpies de formation.

On aura alors :

$$\frac{\partial}{\partial t} \dots \left( h + \frac{U_s U_s}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial x_r} \dots U_r \left( h + \frac{U_s U_s}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial x_r} (j_i^h + U_s \ddagger_{rs}) = \frac{\partial p}{\partial t} + \dots U_s \check{X}_s$$

Dans laquelle il existe les termes d'accumulation dans le temps, de convection, de diffusion et de production.



Pour les faibles fluctuations, on développe  $\exp(-\frac{T_A}{T})$ , en série, et l'on peut trouver des équations faciles à résoudre.

Dans le cas de fluctuations fortes, on utilise une méthode de fermeture basée sur la fonction de probabilité de densité, qui permet d'approcher tous les moments même ceux d'ordre élevé.

#### **II.4.5- Modifications dues à la combustion : [7]**

Les modèles de la turbulence ont d'abord été étudiés pour des écoulements non réactifs. Quatre effets ont une influence sur k dans un écoulement avec combustion :

- La combustion produit des changements importants dans le champ de vitesse.
- Le nombre de Reynolds peut diminuer à cause de l'augmentation de la viscosité due à l'élévation de la température.

- Les fluctuations de la masse volumique permettent d'ajouter le terme  $\overline{u_r} \frac{\partial \overline{P}}{\partial x_r}$  dans l'équation de k, terme qui traduit le travail de la force que représente le gradient de pression moyen sur des particules fluides de masse volumique fluctuante.

- Un couplage des fluctuations de pression, de vitesse et de masse volumique est aussi visible dans l'équation de k.

#### **II.4.6- Modèles de combustion turbulente pour une chimie très rapide :**

L'étude des écoulements réactifs nous amène à distinguer deux types de flammes : les flammes de prémélange et les flammes de diffusion.

##### **II.4.6.1- Les flammes de prémélange : [8]**

Les flammes turbulentes prémélangées sont des milieux gazeux composés des gaz frais ou brûlés (à l'équilibre chimique).

Le problème a été posé par K N C Bray et B Moss en 1973. Ils ont montré que le taux de réaction moyen était proportionnel à une variable d'avancement de la combustion. Spalding a démontré que le taux de réaction était indépendant de la chimie, et est contrôlé par la turbulence elle-même.

### **II.4.6.2- Les flammes de diffusion :**

L'oxydant et le combustible ne peuvent coexister dans la même particule fluide s'ils réagissent très rapidement. Mais des mélanges variables d'oxydants et de produits peuvent se rencontrer d'une part et d'autre d'une surface de réaction.

J Toor a été le premier à résoudre le problème du calcul du champ de valeurs moyennes de la fraction massique. Il avait supposé qu'une réaction unique et irréversible se produirait entre l'oxydant et le combustible, et avait remarqué que la fonction du scalaire passif satisfaisait une équation sans terme de production chimique.

Il a été démontré plus tard que la prise en compte de l'équilibre chimique adiabatique complet en chaque point permet de calculer toutes les espèces en fonction d'une espèce fictive inerte, qui peut être la concentration d'un type particulier d'atomes.

## **II.5-LES PDF :**

### **II.5.1- Définition de la PDF :**

En turbulence, toute variable stochastique  $\phi(x, t)$  telle que la vitesse et la température ou la concentration des espèces chimiques, est fonction de variables continues d'espace et de temps. La description statistique complète d'une fonction stochastique peut être donnée par la PDF (Probability of Density Function)  $P[\phi(x, t)]$  définie par l'affirmation que la probabilité de trouver la fonction  $\phi(x, t)$  dans un petit rang  $\phi(x, t)$  d'une fonction particulière  $\phi(x, t)$  est  $P[\phi(x, t)]$ .  $\phi(x, t)$  est un élément de volume dans le domaine de la fonction.

D'après la définition fondamentale de mesure de la probabilité :

$$\iint P[\hat{\phi}(x, t)] \hat{\phi}(x, t) = 1$$

Pour la turbulence des fluides incompressibles, on peut démontrer à partir des équations de Navier- Stokes que si  $U$  représente le vecteur vitesse, alors  $P[U(x, t)]$  satisfait à une équation différentielle linéaire qui contient en principe toutes les informations statistiques concernant le vecteur vitesse.

Pour les écoulements réactifs, il existe une équation différentielle, qui a les mêmes propriétés, pour  $P[\phi(x, t)]$ , si  $\phi$  est interprétée comme un vecteur à  $N+4$  dimensions dont les composantes représentent les valeurs de la vitesse, la densité, la température et les espèces chimiques en un mélange à  $N$  composants.

Si on veut avancer dans l'analyse des écoulements turbulents réactifs, on doit avoir recours à une description d'un niveau moins détaillé que celui de la PDF. Un des buts de la recherche est de tenter de résoudre numériquement les équations de Navier-Stokes dépendantes du temps pour les écoulements réactifs. Le principal problème, dans ce cas, est qu'il y a plus d'inconnues que d'équations de telle sorte que toute simplification doit supprimer des informations essentielles contenues dans la PDF : cette difficulté est la moins connue des problèmes de fermeture.

Les chercheurs se sont intéressés au développement des équations de l'évolution de la PDF.

Si par exemple, on n'observait des valeurs particulières fixées de  $x$  et  $t$ , alors la variable dont la valeur est représentée par  $\hat{\phi}$  devient une variable moyenne au lieu d'être une fonction moyenne, et sa statistique est décrite par une PDF.

La PDF pour  $\hat{\phi}$  est notée  $P(\hat{\phi})$  où  $P(\hat{\phi}) d\hat{\phi}$  est la probabilité de l'élévation de la variable aléatoire dans le rang  $d\hat{\phi}$ .

$$\text{Par définition } P(\hat{\phi}) \geq 0 \text{ et } \int_{-\infty}^{+\infty} P(\hat{\phi}) d\hat{\phi} = 1.$$

Une des approches qui permettent d'obtenir une équation d'évolution pour  $P(\hat{\phi})$  est d'introduire la moyenne d'ensemble à grain fin de la densité comme celle décrite par O'Brian, par exemple.

Indépendamment de la méthode, une expression est obtenue pour  $\partial P / \partial t$  qui implique des moyennes fondamentalement non représentables seulement en termes de  $P$ . des hypothèses de fermeture sont alors introduites pour relier les expressions de  $\partial P / \partial t$  à  $P$ , en utilisant le résultat de l'apparition d'une  $n^{\text{ième}}$  dérivée de  $P$  (par exemple  $\nabla P$ ) dans l'équation de fermeture de  $P$ .

Plusieurs méthodes sont valables pour résoudre les types d'équations d'évolution qui ont été obtenues pour  $P$ , pour un grand nombre de problèmes.

Bien que la fermeture soit faite à un niveau relativement fondamental dans ces formulations impliquant des équations d'évolution de la PDF, des incertitudes demeurent toujours quant aux hypothèses de fermeture. Incertitudes relatives non pas au terme source chimique mais plutôt à l'influence de la convection et de la diffusion.

**II.5.2- Propriétés de la PDF :**

A partir de  $P(\hat{\cdot})$ , la variable moyennée est calculée par la relation :

$$\bar{\hat{\cdot}} = \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{\cdot} P(\hat{\cdot}) d\hat{\cdot} \quad (\text{II.12})$$

C'est aussi le moment d'ordre un de  $P(\hat{\cdot})$ .

Le moment d'ordre n est défini par :

$$\bar{\hat{\cdot}}^n = \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{\cdot}^n P(\hat{\cdot}) d\hat{\cdot}$$

La variance est calculée à partir de l'équation suivante :

$$\overline{\hat{\cdot}^2} = \bar{\hat{\cdot}}^2 + \int_{-\infty}^{+\infty} (\hat{\cdot} - \bar{\hat{\cdot}})^2 P(\hat{\cdot}) d\hat{\cdot}$$

mesure l'amplitude de distribution de  $P(\hat{\cdot})$ .

**II.5.3- La PDF calculée :**

Cette méthode préconise le calcul direct de  $P(\hat{\cdot})$ , par une équation de transport.

Le calcul de  $\tilde{P}(\Phi; x, t)$  par une équation de bilan a été proposé en 1974 par E.E. O'Brien, et qui s'écrit comme suit :

$$\frac{\partial}{\partial t} P(\Phi) + \frac{\partial}{\partial x_r} \bar{u}_r P(\Phi) = \frac{\partial}{\partial x_r} \left( D_P \frac{\partial P(\Phi)}{\partial x_r} \right) + \frac{\partial}{\partial \Phi} \left( \frac{6d}{\lambda_\Phi^2} (\bar{\Phi} - \Phi) P(\Phi) \right) \quad (\text{II.13})$$

$D_P$  est le coefficient de diffusion de PDF, et  $\lambda_\Phi$  est l'échelle de Taylor de  $\Phi$ .

L'équation (IV.13) pour  $\tilde{P}(\Phi)$  permet d'obtenir l'équation pour  $\tilde{\Phi}$  :

$$\frac{\partial}{\partial t} \tilde{\Phi} + \frac{\partial}{\partial x_r} \tilde{u}_r \tilde{\Phi} = \frac{\partial}{\partial x_r} \left( D_P \frac{\partial \tilde{\Phi}}{\partial x_r} \right) \quad (\text{II.14})$$

Cette équation a l'avantage de se généraliser dans le cas où il y a plusieurs variables aléatoires. Elle peut ainsi s'appliquer à des flammes de diffusion ou des flammes mixtes.

# Chapitre III



## Etude de la chambre de combustion

### Sommaire.

- Introduction.
- Rôle et description des chambres de combustion.
- Destination des chambres de combustion.
- Types des chambres de combustion.
- Fonctionnement d'une chambre de combustion.
- Structure de la chambre.
- Les matériaux de la chambre de combustion.
- Calcul énergétique de la chambre de combustion primaire.

### **III.1-INTRODUCTION :**

La chambre de combustion est une des pièces les plus importantes du moteur car elle permet d'obtenir la poussée voulue pour le moteur. Il s'agit d'une pièce très complexe, très difficile à réaliser et à optimiser.

En effet elle sert à transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique, une fois que l'air passe par l'entrée d'air et le compresseur où il est bien comprimé, il se dirige vers la chambre de combustion (figure III.1). Plus il y a d'air et plus on peut y injecter du carburant. Un réacteur peut comporter plusieurs chambres de combustion.

On utilise des interconnecteurs afin de transmettre la flamme aux différentes chambres de combustion.

De nombreux phénomènes physiques interviennent lors de la combustion et l'injection du carburant. La maîtrise de multiple notion physique est donc nécessaire pour mettre au point une chambre performante. Etant donné la complexité des problèmes poses et les limites actuelles de la science, la chambre de combustion est essentiellement conçue de manière empirique.



**Figure (III.1) : Chambre de combustion.**

### **III.2-ROLE ET DESCRIPTION DES CHAMBRES DE COMBUSTION : [8]**

C'est dans les chambres de combustion que l'on fournit de l'énergie calorifique à l'air par la combustion du carburant.

La combustion est une oxydation d'un hydrocarbure par l'oxygène de l'air. L'hydrocarbure est du kérosène dans le cas des turbo-machines.

Les problèmes posés par la combustion sont complexes et il n'y a pas de théorie complètement satisfaisante pour les expliquer aussi, l'empirisme a une part prépondérante dans la mise au point d'une chambre de combustion.

Les constructeurs sont donc obligés de faire de nombreux essais pour une mise au point ou une modification éventuelle et il est parfois difficile d'expliquer les résultats différents de deux chambres apparemment semblables.

D'une façon générale, les constructeurs étudient les formes des chambres de combustion pour :

- avoir un encombrement minimum.
- assurer une combustion la plus complète possible dans tout le domaine d'utilisation du G.T.R (groupe Turbo Réacteur).
- éviter les dépôts de carbone sur les brûleurs et les parois.
- éviter les pertes de charge.
- éviter les déformations et criques à la suite des chocs thermiques subis par les parois.
- assurer sur les aubes turbine une répartition de température compatible avec une bonne tenue mécanique des aubes.

Les motoristes, pour résoudre ces problèmes, ont mis au point des chambres de combustion que l'on peut classer en trois catégories.

### **III.3-DESTINATION DES CHAMBRES DE COMBUSTION :**

La combustion utilisée dans les turboréacteurs brûle dans les chambres de combustion. Ces chambres servent à former le mélange carburé et à assurer sa combustion avec le rendement le plus élevé possible.

Les chambres de combustion sont des organes vitaux du moteur. L'architecture d'une chambre de combustion ne se fait pratiquement pas à des calculs précis. Aussi, pour remplir les conditions auxquelles ces chambres doivent satisfaire, on est obligé de faire appel aux données expérimentales que l'on recueille au cours de leur réalisation et de leur mise au point en usine les chambres de combustion des turboréacteurs actuels doivent assurer :

- La combustion stable à tous les régimes, y compris les régimes intermédiaires.
- L'allumage aisé du mélange lors du démarrage au sol et en vol.
- Une longueur de flamme modérée et des différences de température modérées aux différents points de la section de sortie excluant tout échauffement des aubes du distributeur et de la roue de la turbine.

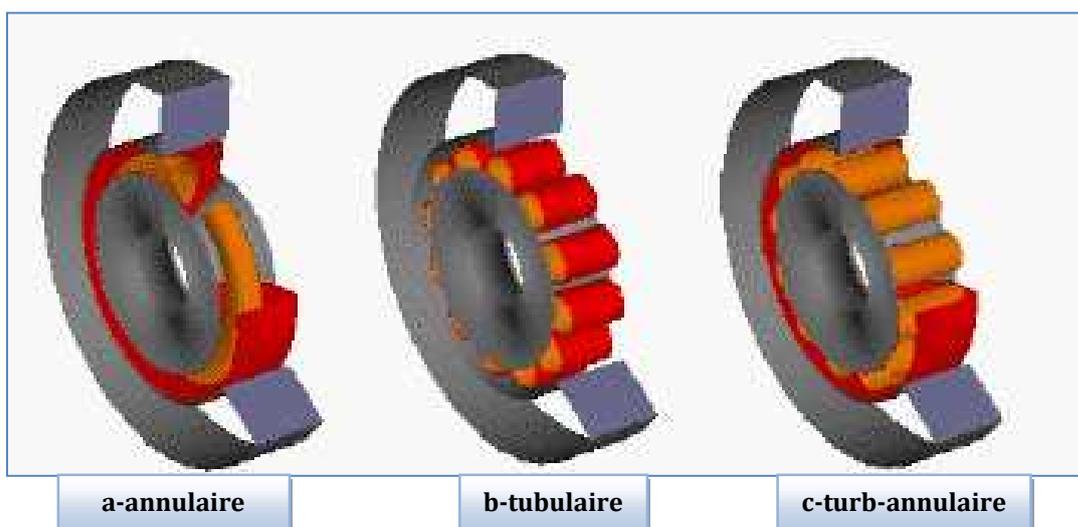
- Un rendement efficace des parties les plus échauffées de la chambre, excluant leur surchauffement et la mise de la chambre de combustion hors d'usage.
- Une qualité de la combustion optimale allant de pair avec des déperditions de chaleur minimales. La qualité de la combustion est évaluée par le rendement de combustion. Ce rendement tient compte des déperditions de chaleur liées au caractère incomplet de la combustion, à la dissociation des molécules des produits de la combustion sous l'effet des hautes températures et aux déperditions de chaleur à travers les parois de la chambre. En régime de marche nominal le rendement de combustion des turboréacteurs actuels  $\ll r = 0,97 \gg$  à  $\ll 0,98 \gg$  (aux autres régimes cette grandeur est susceptible de baisser sensiblement).
- Un taux de combustion (c'est-à-dire un dégagement de chaleur par unité de volume de la chambre) maximal, indispensable pour réduire les dimensions des chambres et du moteur dans leur ensemble.

Les chambres de combustion des turboréacteurs actuels répondent à la plupart des conditions énumérées.

#### **III.4-TYPES DES CHAMBRES DE COMBUSTION :**

Suivant la forme de chambre de combustion, on distingue trois types de chambres qui Sont :

- ❖ Chambres individuelles (séparées).
- ❖ Chambres annulaires.
- ❖ Chambres tubo-annulaires (mixtes).



**Figure (III.2) : Les types de chambre de combustion.**

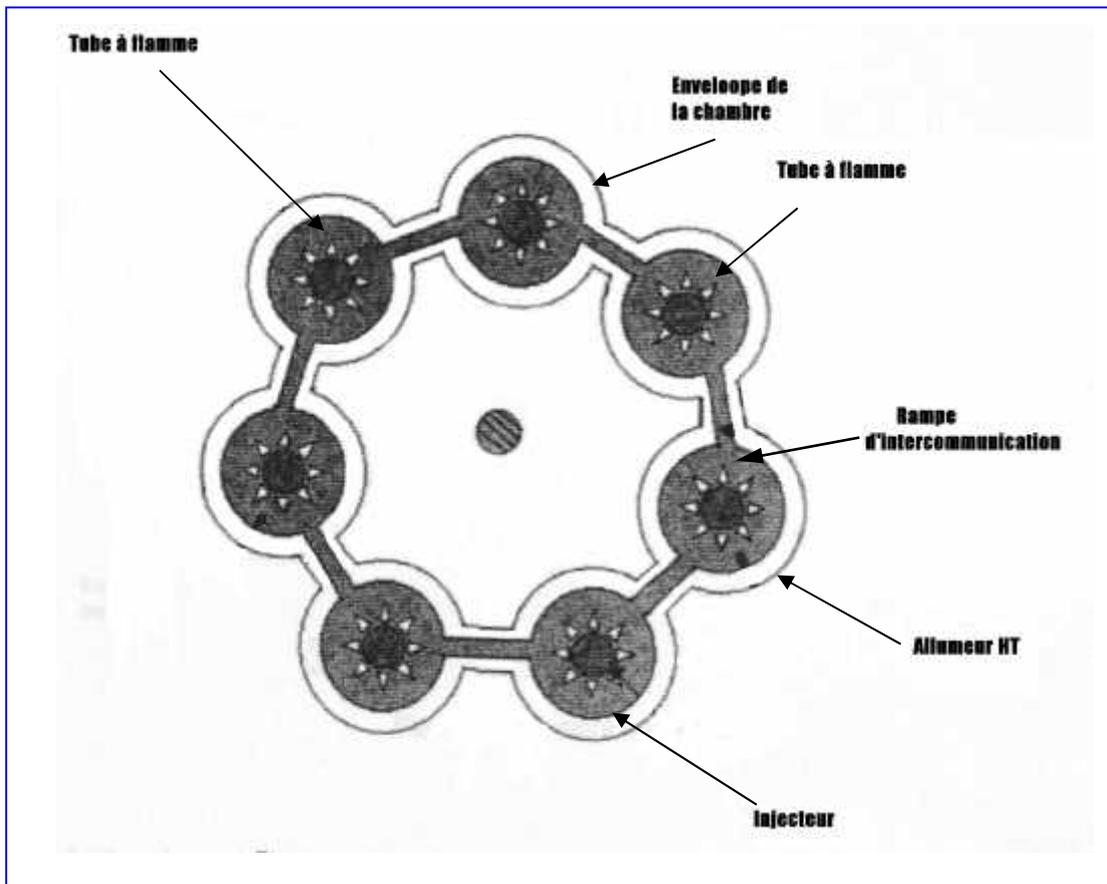
### III.4.1-Chambre individuelle :

Les chambres individuelles sont placées derrière le compresseur et réparties autour de l'axe longitudinal du réacteur.

Elles sont reliées entre elles par une rampe d'intercommunication. Cette rampe d'intercommunication permet, au démarrage, la propagation de la flamme à toutes les chambres à partir des deux chambres disposant des bougies d'allumage.

Ce type de chambre de combustion fut la première à être adopté, car la mise au point de chambres de petites dimensions est plus aisée.

En outre, ce dispositif permet l'interchangeabilité d'une chambre, mais il présente l'inconvénient de mal occuper le volume disponible c'est-à-dire que l'on dispose d'un faible volume pour la combustion par rapport au volume représenté par le cylindre de base égale au maître couple de l'ensemble des chambres. Ces chambres de combustion sont encore utilisées sur des machines équipées de compresseurs centrifuges. En effet, les compresseurs centrifuges ont l'inconvénient d'avoir un maître couple important d'où une plus grande facilité pour loger les chambres de combustions.



**Figure (III.3) : Coupe transversale (chambre individuelle).**

### III.4.2-Chambre annulaire :

Ce type de chambre de combustion ne comporte qu'une enveloppe extrême et une enveloppe interne, ces deux enveloppes sont cylindriques concentriques et leur axe longitudinal est confondu avec l'axe du réacteur.

Le tube à flamme en forme de cylindre à base annulaire se trouve entre les deux enveloppes, en ménageant avec chacune d'elle, un passage pour l'air secondaire.

Les injecteurs, avec chacune des aubes de turbulence, sont disposés sur la base du tube à flamme coté compresseur.

Ce type de chambre a un meilleur rendement et utilise mieux de volume disponible pour la combustion que le type précédent mais est d'une au point extrêmement délicate.

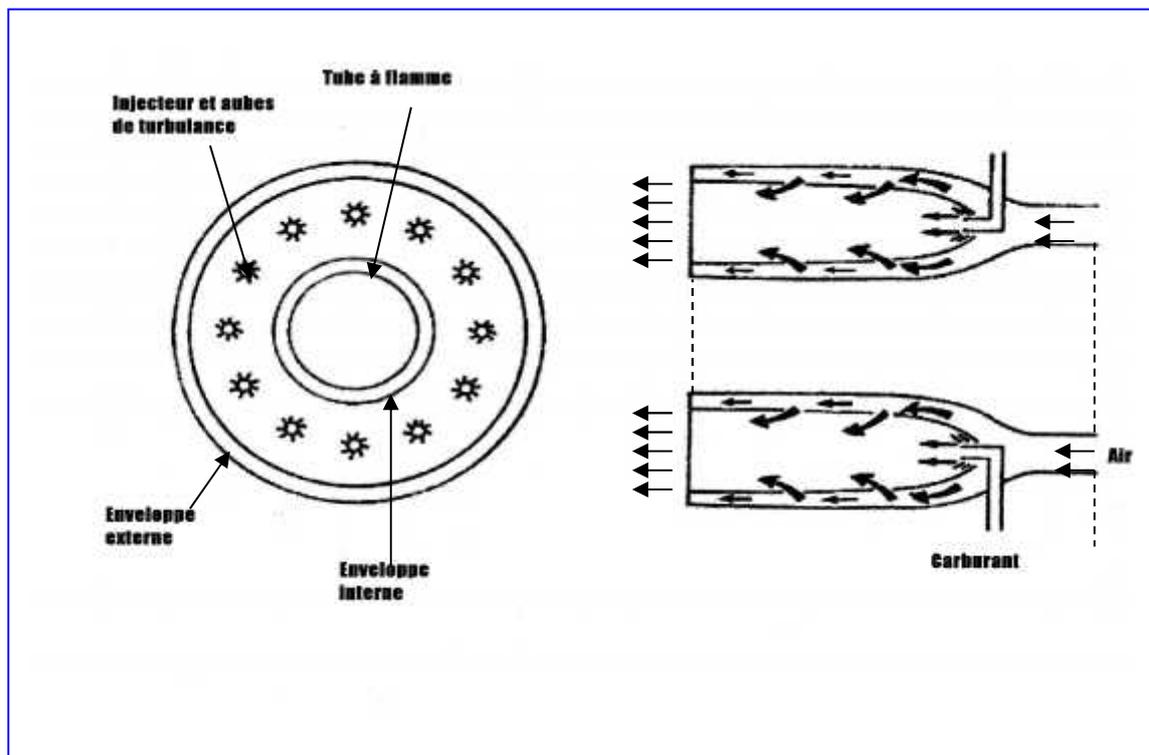


Figure (III.4) : Chambre annulaire.

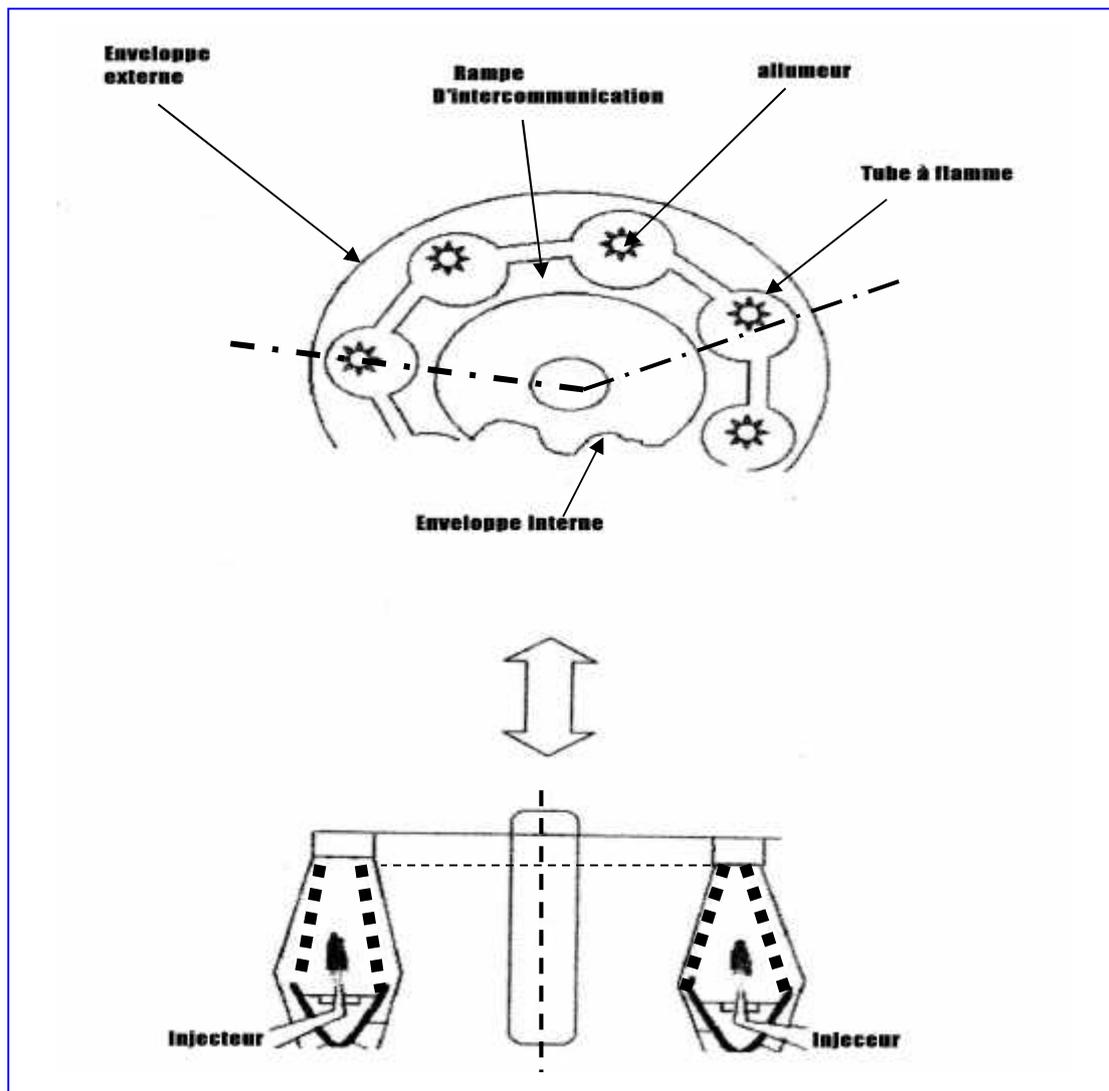
### III.4.3-Chambre Mixte :

Ce type de chambre résulte d'un compromis entre les deux types précédent.

Cette chambre est constituée par des tubes à flammes réunis entre eux par des tubes d'intercommunications enfermés dans deux enveloppes concentriques externes et internes.

Chaque tube à flamme a son injecteur avec ses aubes de turbulence. Ces tubes à flamme sont reliés entre eux par un tube d'intercommunication.

Cette disposition se distingue du type de chambre individuelle et présente les avantages des deux types précédents.



**Figure (III.5) : Chambre mixte.**

Les chambres de combustion annulaire et mixte sont généralement utilisées dans les moteurs à compresseurs axiaux. Dans ces moteurs, les chambres de combustion appartiennent à l'ossature, et pour y accéder il est indispensable de démonter le moteur.

Quel qu'en soit le type, une chambre de combustion comporte :

- un système d'injection.
- un système d'allumage au départ.
- Un système d'accrochage de la flamme.
- Un dispositif de refroidissement des gaz avant la turbine.

Le tableau suivant montre les avantages et les inconvénients de chaque type :

**Tableau (III.1) : Les avantages et les inconvénients de chaque type des chambres de combustion.**

Chambres	Avantages	Inconvénients
Séparées :	<ul style="list-style-type: none"> <li>-facilité de mise au point.</li> <li>-facilité d'intervention.</li> <li>-combustion facile à contrôler.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-lourdes.</li> <li>-maître- couple important.</li> <li>-pertes par frottements Importantes.</li> <li>-carter résistant pour liaison compresseur turbine.</li> </ul>
Annulaires :	<ul style="list-style-type: none"> <li>-légères.</li> <li>-maître couple faible.</li> <li>-peu de pertes par frottement.</li> <li>- puissance importante.</li> <li>-carters contribuent à la rigidité de l'ensemble.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-difficultés d'intervention.</li> <li>-difficultés de mise au Point.</li> <li>-combustion difficile à contrôler.</li> </ul>
Mixte :	<ul style="list-style-type: none"> <li>-facilité de mise au point.</li> <li>-changement tube à flamme unitaire.</li> <li>-combustion facile à contrôler.</li> <li>-carter extérieur participe à la rigidité.</li> <li>-maître couple faible.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-plus de pertes par frottement que l'annulaire.</li> <li>-difficultés d'intervention.</li> <li>-plus lourdes que l'annulaire.</li> </ul>

Au point de vue légèretés les chambres de combustion annulaires offrent des avantages sur les chambres tubulaires et mixtes.

Dans les chambres tubulaires et mixtes le coefficient de dégagement de la chaleur est ordinairement supérieur par comparaison avec les chambres annulaires, en parce qu'elles sont plus simples au point de vue étude et mise au point.

### **III.5-FONCTIONNEMENT D'UNE CHAMBRE DE COMBUSTION : [2]**

Avant d'aborder le fonctionnement proprement dit, de la chambre de combustion, définissons quelques notions qui nous serviront par la suite :

#### **III.5.1-Dosage :**

C'est le rapport de la masse de carburant à la masse d'air qui lui est mélangé pour effectuer la combustion. Lorsque tout l'oxygène de l'air a été utilisé pour brûler complètement tout le kérosène du mélange, on dit qu'on a un dosage stœchiométrique.

On démontre que le dosage stœchiométrique correspond au mélange d'une gramme de kérosène et d'environ 15 grammes d'air ; on le notera :

$$d_s = \frac{1}{15} = 0,067 \quad (\text{III.1})$$

#### **III.5.2-Richesse :**

C'est le rapport du dosage réel au dosage stœchiométrique que l'on notera :

$$r = \frac{d_r}{d_s} \quad (\text{III.2})$$

$d_r$  = dosage réel.

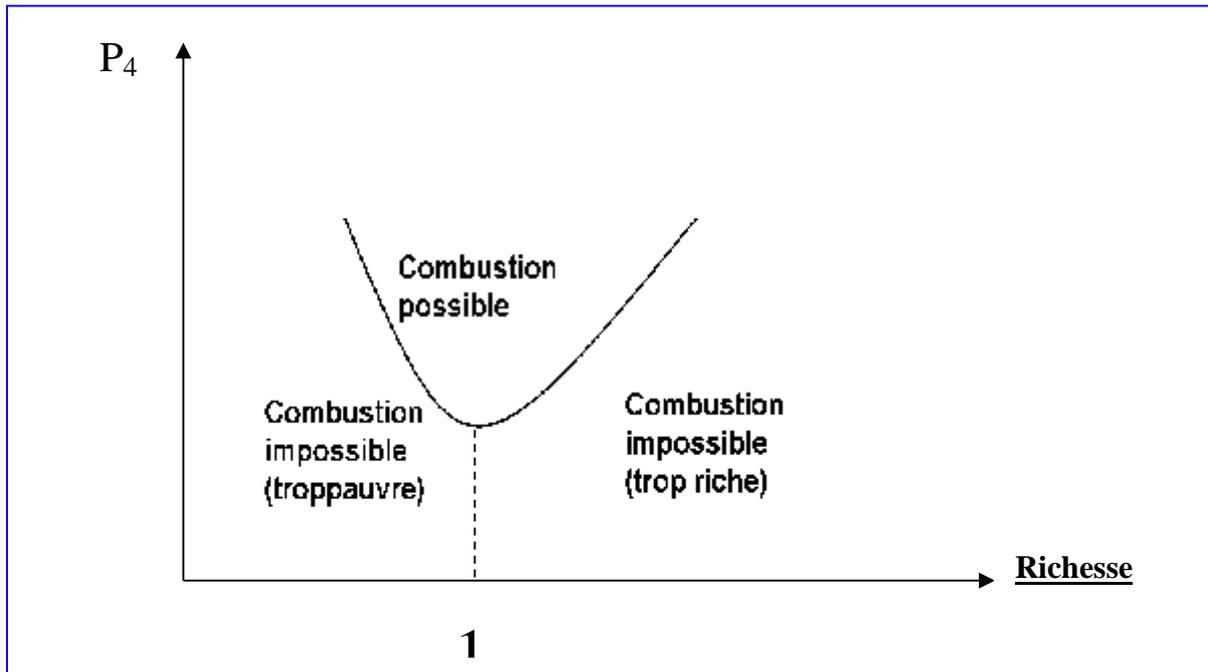
$d_s$  = dosage stœchiométrique.

Si  $r > 1$ , on a un mélange riche et tout le carburant ne peut brûler faute d'oxygène.

Si  $r < 1$ , on a un mélange pauvre et tout le carburant peut brûler.

Mais attention, la combustion n'est possible que dans certaines conditions et nous indiquons

ci-dessous la courbe limitant le domaine  $P_4$  en fonction de la richesse à l'intérieur duquel la combustion est possible.



**Figure (III.6) : Pression en fonction de la richesse.**

Signalons que dans une chambre de combustion d'un turboréacteur : On a en moyenne une richesse maximale comprise entre 18 et 25 %.

### **III.5.3-Taux de combustion :**

C'est la puissance calorifique mise en jeu dans l'unité de volume d'une chambre de combustion. On l'exprime en Kw par  $m^3$ .

Nous pouvons maintenant aborder le fonctionnement d'une chambre de combustion.

C'est à l'intérieur du tube à flamme que doit se faire toute la combustion du kérosène, et cela nous amène à définir les conditions qui, en pratique, permettront un fonctionnement satisfaisant. Ces conditions sont :

#### **III.5.3.1-La richesse :**

Nous devons toujours rester à l'intérieur du domaine inflammable défini par la courbe  $P_4(r)$ .

#### **III.5.3.2-La vitesse de propagation de la flamme :**

Considérons un mélange carburé immobile et amorçons la combustion en un point. Nous aurons une réaction chimique exothermique qui échauffera les molécules autour du point d'amorçage jusqu'à une température à laquelle la réaction chimique se déclenchera

spontanément. Cette nouvelle réaction chimique échauffera une nouvelle couche de molécules qui réagiront à leur tour et nous aurons ainsi, de proche en proche, propagation de la flamme à l'ensemble du mélange carburé. Cette propagation s'effectue à une vitesse qui dépend de la richesse, de la pression et de la température du mélange.

Dans le cas de chambres de combustion d'un G.T .R. l'air n'est pas immobile, mais en écoulement permanent et il est impératif d'avoir terminé la combustion avant la sortie du tube à flamme, ce qui implique une vitesse d'écoulement dans le tube à flamme inférieure à la vitesse de propagation de la flamme.

### **III.5.3.3-La pulvérisation du carburant :**

Lorsqu'on pulvérise dans l'air des gouttelettes de carburant dont le diamètre est compris entre quelques dixièmes de millimètre et quelques centièmes de millimètres, on constate que les plus fines brûlent complètement, alors que la combustion des plus grosses est incomplète, ce qui se traduit par des fumées et des dépôts de carbone. On arrive à avoir une pulvérisation fine dans à peu près tout le domaine d'utilisation grâce aux injecteurs duplexe.

### **III.5.3.4-La turbulence :**

Une fine pulvérisation du carburant n'est pas suffisante pour une combustion complète. En effet, celle-ci n'est possible que toutes les gouttelettes de carburant peuvent se trouver en contact avec de l'air. C'est pour augmenter les chances de rencontre air-carburant que l'on crée une turbulence.

Ainsi, les constructeurs ont prévu à la sortie du compresseur un diffuseur qui ralentira la vitesse d'écoulement des gaz. Nous pouvons voir cela sur la figure suivante. Donc l'air arrivant du compresseur passe dans ce diffuseur qui le ralentit et pénètre dans la chambre de combustion où il est divisé en deux :

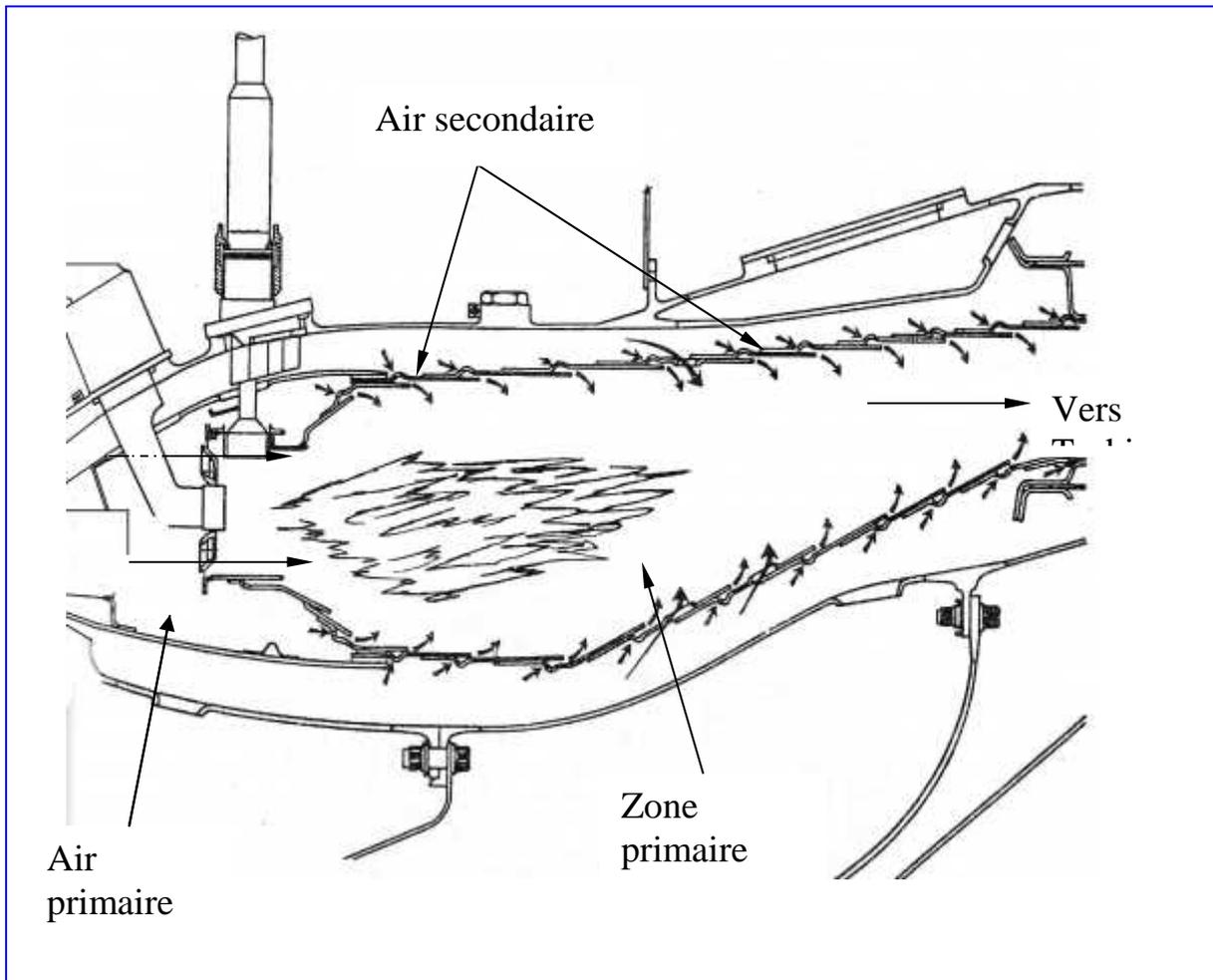
- L'air primaire.
- L'air secondaire.

#### **➤ L'air primaire :**

Pénètre dans le tube à flamme après avoir traversé les aubes de turbulence qui lui impriment un mouvement tourbillonnaire. La quantité d'air admise dans le tube à flamme est prévue pour donner, avec le carburant un dosage sensiblement stœchiométrique, puisque c'est lui qui permet la plus grande vitesse de propagation de la flamme.

### ➤ L'air secondaire :

S'écoule autour de la zone primaire à grande vitesse. Il servira à refroidir le tube à flamme, à stabiliser la flamme dans la zone primaire près de l'injecteur et à diluer les gaz de combustion pour qu'elle entre la turbine. La température ne soit pas trop élevée afin d'assurer une meilleure tenue des aubages de la zone de turbine.

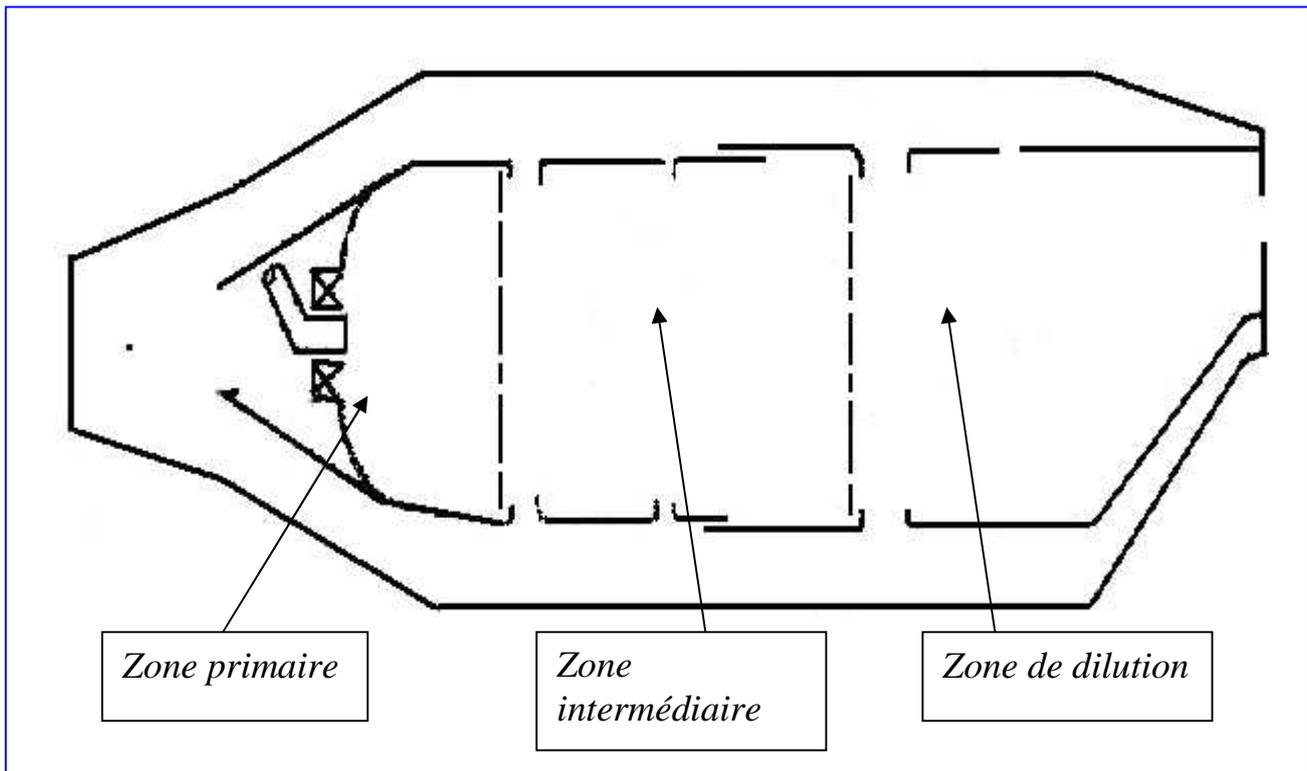


**Figure (III.7) : Cheminements de l'air primaire et de l'air secondaire dans la chambre de combustion.**

## **III.6-STRUCTURE DE LA CHAMBRE :**

### **III.6.1-Les différentes zones :**

Comme nous le voyons sur la figure ci-dessous, le flux d'air est donc séparé en deux: une partie du flux est mêlée au centre avec le fuel injecté, l'autre passe à l'extérieur du liner et y pénètre par l'intermédiaire des trous primaires, puis des trous secondaires.



**Figure (III-8) : Les différentes zones de la chambre de combustion.**

#### **III.6.1.1-Zone primaire :**

C'est au début de la zone primaire que sont injectés l'air et le fuel. Sa fonction est d'encremer la flamme et de lui offrir assez de temps, de température et de turbulences (air entrant par les trous primaires) pour assurer sa stabilité et une bonne combustion.

#### **III.6.1.2-Zone intermédiaire :**

Cette zone a deux fonctions principales. La première, qui intervient à basse altitude, est le rattraper les pertes de dissociation, qui sont le résultat de l'instabilité chimique des monoxydes et dioxydes de carbone et de l'eau à hautes températures : la présence de cette zone évite en effet de bloquer la composition des gaz par refroidissement brutal à la sortie de la zone primaire.

A haute altitude, la concentration d'air et de fuel est moins importante, ce qui fait chuter le taux de réaction et rend donc la combustion incomplète. Ainsi, dans ces conditions, la zone intermédiaire sert principalement d'extension à la zone primaire et la combustion peut se poursuivre.

La longueur de la zone intermédiaire doit être un compromis entre la taille de la chambre (que l'on veut minimiser) et son efficacité (que l'on veut maximiser) dans notre cas.

Donc pour un avion de croisière, la valeur typique pour cette longueur est d'environ un diamètre de liner (0.5d à 0.7d pour les avions plus petits).

### **III.6.1.3- Zone de dilution :**

Le rôle de la zone de dilution est de préserver la turbine qui ne résisterait pas au flux d'air chaud sortant de la zone intermédiaire. Dans cette zone, l'air est refroidi jusqu'à une température acceptable pour la turbine et surtout de telle manière que sa distribution en température soit homogène (pas de points chauds).

L'air de refroidissement entre par les trous secondaires. Le diamètre et le placement de cette dernière zone doivent être choisis afin d'optimiser le mélange des gaz.

### **III.6.2-Dimensionnement :**

Après avoir vu les différentes parties de la chambre de combustion et leur rôle respectif, on va s'intéresser aux différentes relations et méthodes qui permettent de définir la géométrie et les dimensions de la chambre.

#### **III.6.2.1-La zone primaire :**

Le rôle principal de cette zone est d'assurer la stabilité de la flamme, c'est à dire qu'il faut éviter que la vitesse des gaz circulant dans cette zone soit supérieure à la vitesse de flamme de la réaction de combustion. En effet dans le cas contraire, la flamme est soufflée par le déplacement des gaz. Il s'agit donc essentiellement de jouer sur la forme de cette zone ce qui permet de modifier les caractéristiques de l'écoulement. Pour cela il n'y a pas de règles précises et le dessin de la zone primaire se fait de façon empirique.

#### **III.6.2.2- La zone secondaire :**

La taille de cette partie de la chambre doit permettre la meilleure combustion possible du carburant, c'est à dire la combustion la plus complète. Etant donné la vitesse des gaz dans la chambre, le temps de séjour des réactifs doit être supérieur au temps caractéristique de la réaction de combustion.

Dans le cas du CFM-56, les normes de pollution constituant une contrainte importante dans la conception de la chambre, il est important en plus des exigences de rendement d'assurer une combustion complète. Les zones secondaires de ce type de moteur sont donc relativement longues par rapport aux moteurs militaires par exemple, et on a la relation suivante entre la longueur de cette zone et sa hauteur :  $L=1.5*D$ .

### **III.6.2.3- La zone de dilution :**

Le problème qu'il faut résoudre dans la conception des chambres de combustion est le suivant : comment obtenir une température homogène et suffisamment faible dans l'entrée de la turbine ?

Pour obtenir de telles conditions, il faut laisser le temps aux échanges de chaleur entre les gaz chauds et les gaz frais (partie sur le refroidissement) de se faire. Cette contrainte se traduit par une relation entre les dimensions de la zone de dilution et les différentes températures intervenant dans la chambre. On obtient dans le cas du CFM-56 un rapport entre la longueur et la hauteur de cette zone compris entre 1.4 et 1.6 :  $1.4 < L/D < 1.6$ .

## **III.7-LES MATERIAUX DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION :**

### **III.7.1-Introduction :**

La chambre de combustion ainsi que les turbines sont des secteurs stratégiques, car ils sont à l'origine de la limitation de puissance des moteurs (1ere partie). La température d'entrée de la chambre de combustion est de 850°C. Si on pouvait l'augmenter jusqu'à 1250°C on obtiendrait 20% de gain sur la poussée du moteur. Il est donc très important d'avoir des matériaux particulièrement résistant aux hautes températures. Développer de tels matériaux permettrait non seulement d'améliorer les performances du moteur, mais aussi de simplifier les systèmes de refroidissement. Ceux qui sont utilisés en aéronautique sont les superalliages à base de nickel et de chrome. Ils satisfont plus ou moins les exigences suivantes :

- Une bonne résistance au fluage (c'est-à-dire le fait pour un matériau de se déformer à chaud sous l'action d'une contrainte constante) à température aussi élevée que possible.
- Une bonne résistance à la corrosion par les gaz de combustion.
- Une stabilité à chaud de la structure et l'absence d'une fragilité excessive.
- Des facilités de fabrication : bonne forgeabilité pour les alliages forgés et bonne coulabilité pour les aciers moulés.
- Une bonne soudabilité et une facilité de réparation lorsqu'il s'agit de tôles qui servent à la préparation d'ensembles chaudronnés.

### **III.7.2-Les différents types de superalliages utilisés dans la chambre :**

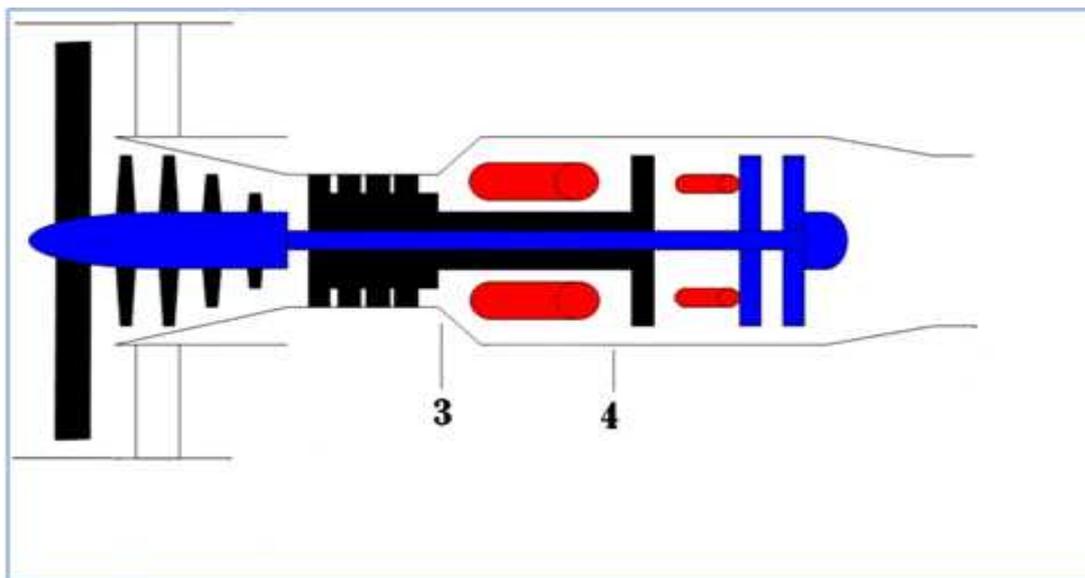
Trois types de superalliages sont utilisés en aéronautique pour les parties chaudes. Il s'agit :

- Des alliages fer- nickel- chrome.
- Des alliages à base de nickel.
- Des alliages à base de chrome.

La résistance mécanique élevée de ces matériaux s'explique par la combinaison d'éléments différents dans la base de nickel ou de chrome. Trois phénomènes sont tout particulièrement influents :

- La matrice se raidit par addition d'éléments tels que le molybdène, le tungstène, le cobalt ou encore le niobium.
- La présence d'une phase intermétallique finement précipitée nommée  $\gamma$ , assure la solidité aux joints de grains triples.
- De même, les carbures  $MC$ ,  $M_6C$ ,  $M_{23}C_6$  ... évitent le glissement des grains.

### III.8. Calcul énergétique de la chambre de combustion primaire :



**Figure (III.9) : Stations relatives à la chambre de combustion.**

Chambre de combustion primaire 3 — 4.

#### **Station 4 :**

Les paramètres totaux à la sortie de la chambre de combustion :

Les pertes de pression totale dans une chambre de combustion considérées dans cette étude sont principalement dues aux frottements, aux parois (pertes froides) et aux émissions de chaleurs (pertes chaudes). Pour le calcul, seule la perte due à la friction, ou l'efficacité  $\eta_1$ .

qui est normalement définie par l'utilisateur, est prise en compte lors du calcul. C'est la valeur en pourcentage de la pression totale entrante dans la chambre de combustion.

$$Pt_4 = Pt_3(1 - \varepsilon_1) \quad (\text{III.3})$$

Pour des raisons de limitations, la température totale à la sortie de la chambre de combustion  $Tt_4$  ne doit pas dépasser la température totale à l'entrée de la turbine haute pression imposée par le constructeur.

$$Tt_4 = T_{thp} \quad (\text{III.4})$$

### La richesse dans la chambre de combustion primaire.

Le bilan énergétique entre l'entrée (3) et la sortie (4) de la chambre de combustion primaire s'écrit :

$$\dot{m}_a C_{p_a} Tt_3 + \dot{m}_c \eta_{cc} Q = \dot{m}_4 C_{p_b} Tt_4 \quad (\text{III.5})$$

Avec :  $\dot{m}_4 = \dot{m}_c + \dot{m}_{fuel}$  et  $f_b = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_c}$

$f_b$  : La richesse dans la chambre de combustion primaire.

De l'équation (III.5) on a :

$$C_{p_a} Tt_3 + f_b \eta_{cc} Q = (1 + f_b) C_{p_b} Tt_4 \quad (\text{III.6})$$

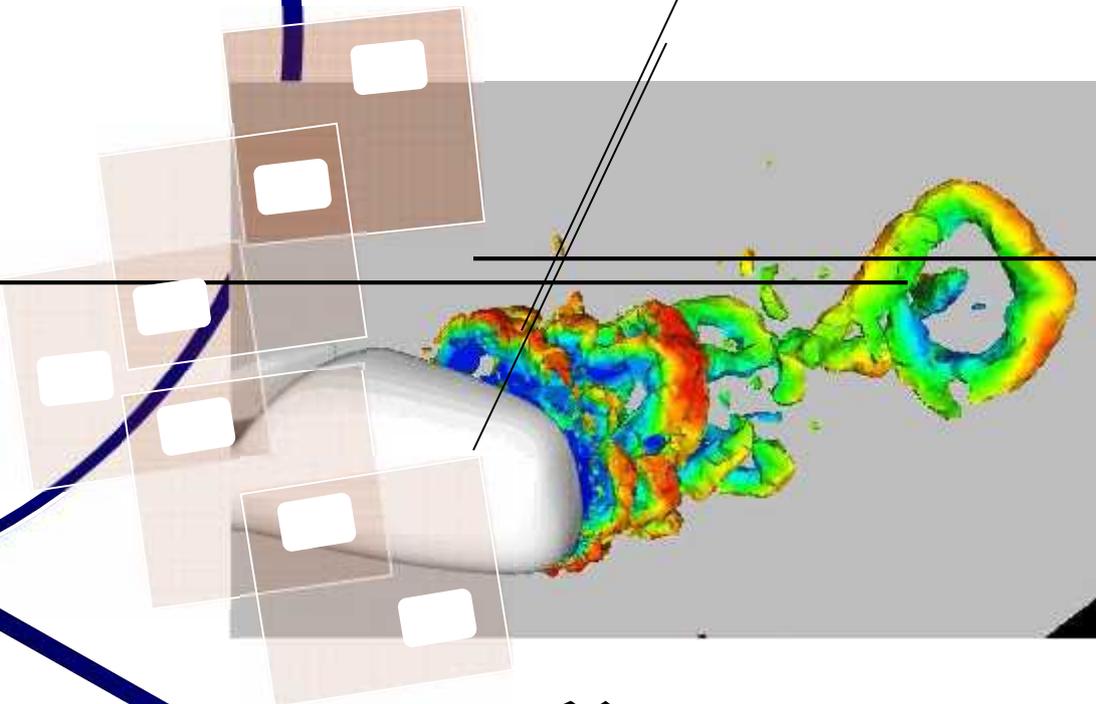
Le rapport entre l'enthalpie totale de la sortie (4) et l'enthalpie totale de l'air ambiante (0) est donné par :

$$\tau_{a-b} = \frac{(C_p Tt)_4}{(C_p Tt)_0} \quad (\text{III.7})$$

Donc avec la combinaison de l'équation (III.6) et l'équation (III.7), on peut calculer la richesse dans la chambre de combustion primaire par la relation suivante :

$$f_b = \frac{\left( \frac{Tt_0}{T_0} \frac{Tt_{2.5}}{Tt_2} \frac{Tt_3}{Tt_{2.5}} \right)^{\gamma_{a-b}}}{\tau_{a-b} - \left( \frac{\eta_{cc} Q}{C_{p_a} T_0} \right)} \quad (\text{III.8})$$

# Chapitre IV



## Methode et code de calcul

### Sommaire

- Introduction.
- Les scientifiques qui ont fait l'histoire de la dynamique des fluides numériques.
- Les avantages de la simulation numérique.
- Différentes méthodes de résolution.
- Modélisation de la turbulence.
- Le Code de calcul.



### **IV.1-INTRODUCTION :**

La simulation numérique est une technique initiée depuis déjà plusieurs décennies, mais ne s'est vraiment développée que depuis une dizaine d'années grâce aux développements spectaculaires des moyens de calculs informatiques. La simulation numérique des écoulements et de transfert de chaleur et de masse est devenue un outil indispensable et privilégié dans plusieurs disciplines telles que l'aéronautique, les turbomachines et de façon moins intense dans l'industrie automobile. La simulation numérique est surtout utilisée pour tester et départager les projets. Les projets simulés seront impérativement vérifiés expérimentalement.

La simulation numérique tend à prendre de plus en plus d'importance dans le développement des projets scientifiques actuels. Elle a l'avantage par rapport aux expérimentations d'être moins onéreuse et plus flexible.

A l'heure actuelle, il existe un certain nombre de codes tridimensionnels industriels conviviaux, au meilleur performants (**CFX, PHOENICS, FLUENT, STAR-CD, TRIO ...**), permettant la prédiction d'écoulements fluides par la résolution des équations de Navier-Stokes qui traduisent le principe de conservation de la quantité de mouvement, l'équation de continuité qui traduit le principe de conservation de masse, l'équation de l'énergie qui représente le principe de conservation de l'énergie. Ces équations sont généralement des équations aux dérivés partielles, couplées et non linéaires, résolues grâce aux méthodes des volumes finis, des différences finies ou des éléments finis.

Dans notre projet, on a choisi comme outil de travail « FLUENT 6.3 », basant sur la méthode des volumes finis, Pour déterminer les caractéristiques de l'écoulement des gaz d'un fluide dans une chambre de combustion d'un turboréacteur AI-25TL.

### **IV.2-LES SCIENTIFIQUES QUI ONT FAIT L'HISTOIRE DE LA DYNAMIQUE DES FLUIDES NUMERIQUES :**

On présente, dans le deuxième paragraphe de ce chapitre, un petit historique de la dynamique des fluides numériques ("Computational Fluid Dynamics", CFD, en anglais) qui reprend les événements marquants de l'établissement des équations de Navier-Stokes, régissant tout mouvement fluide, à l'exploitation commerciale de codes de CFD complexes. La curiosité naturelle inhérente de l'homme l'amène depuis longtemps à s'intéresser aux corps fluides. Aristote (384-322 av. J.-C.) introduit déjà à son époque le concept de milieux continus.

Archimède (287-212 av. J.-C.) écrit un "Traite des corps flottants" consacré à l'hydrostatique. Dans ce dernier, il étudie déjà avec rigueur l'immersion d'un corps, solide ou fluide, dans un autre, de densité inférieure, égale ou supérieure. La proposition VII est restée sous l'appellation de "principe d'Archimède" qui dit, en substance, qu'un solide plonge dans un fluide moins lourd que lui se voit alléger d'un poids égal au poids d'un volume de ce fluide égal au volume du solide immergé. Archimède fut un ingénieur talentueux et surtout le créateur de la physique mathématique. C'est en effet le premier à avoir géométrisé une branche de la physique. Il traite toutes les grandeurs géométriquement et cherche à les soumettre à des théorèmes de portée très générale. De plus, les propositions qu'il fait se voient rigoureusement démontrées, la nouvelle science recevant ainsi le statut de théorie. Il faudra attendre la Renaissance pour voir Galilée produire avec sa cinématique du mouvement uniforme, la deuxième grande théorie mathématique de l'histoire de la physique.

C'est à la Renaissance aussi que Léonard de Vinci (1452-1519) se penche sur l'analyse du comportement de fluides mais en mouvement cette fois. Il étudie l'eau tombante, la forme de la surface libre, les ondes, les interférences, les jets libres. Le petit traité qui rassemble ces études, "Del moto e misura dell'acqua", fut compilé dans un manuscrit (Bibliothèque Vaticane : Barberini latin 4332) par le fils de Galeazzo Arconati, acquéreur d'une partie des manuscrits De Vinci en 1648. Ce traité fut publié dans une collection décrite sur l'hydraulique en 1826. Pour anecdote, De Vinci, de son époque, inventa les souffleries aérodynamiques (1484) et se plongea dans l'étude contemplative de la turbulence selon des ébauches retrouvées de l'époque. Plus d'un siècle plus tard, Isaac Newton (1642-1727), après avoir inventé l'analyse moderne en 1670, initia de nombreuses avancées en optique en 1675, s'intéressa aux Lois de Kepler et aux orbites elliptiques des planètes. Il en sort son œuvre maîtresse "Philosophiæ naturalis principia mathematica" [9] où sont exposés le principe d'inertie, la proportionnalité des forces et des accélérations, l'égalité de l'action et de la réaction, les lois du choc. Il étudie notamment le mouvement des fluides et introduit la notion fondamentale de viscosité. Il établit la théorie des marées et expose sa théorie de l'attraction universelle : les corps s'attirent avec une force inversement proportionnelle au carré de la distance qui les sépare.

Au 18<sup>ième</sup> siècle, Daniel Bernoulli (1700-1782) présente en 1738 son ouvrage "Hydrodynamica" [10] dans lequel il expose le théorème fondamental de la mécanique des fluides qui porte son nom. Il y montre l'importance du principe de conservation de l'énergie et introduit les premiers éléments de la théorie cinétique des gaz. Il travaille en collaboration avec Leonhard Euler (1707-1783), considéré comme le plus grand mathématicien de ce

siècle, avec qui il obtient dix fois le prix annuel de l'Académie des sciences de Paris. Ensemble, ils mettent en place des lois de mouvement en dynamique des fluides, à partir des lois du mouvement de Newton, qui s'énoncent :

- 🌈 La force agissant sur un petit élément d'un fluide est égale au taux de variation de sa quantité de mouvement.
- 🌈 Le couple agissant sur un petit élément d'un fluide est égal au taux de variation du moment cinétique.

Ces principes, mis sous forme d'équations aux dérivées partielles, furent publiés par Euler [11] et donnent ce que l'on nomme communément aujourd'hui les équations d'Euler. Dans cette formulation, les efforts de friction du fluide ne sont pas pris en compte.

Au 19<sup>ième</sup> siècle, Claude Louis Marie Henry Navier (1785-1836) introduit le transport visqueux dans les équations d'Euler pour un fluide considéré incompressible [12]. George Gabriel Stokes (1819-1903) reprend le travail de Navier et l'étend à un fluide compressible [13]. Les équations de "Navier-Stokes" sont à la base de toute la dynamique des fluides modernes. Mais ces équations sont tellement complexes, à cause des non-linéarités associées à des phénomènes physiques trop couples, que leur résolution représente un problème insoluble à l'époque. Face à cette impasse théorique, les scientifiques se tournent vers l'expérimentation matérielle des principes de conservation de la masse, de la quantité de mouvement, de la pression profitant de la révolution industrielle. Ainsi, la théorie des écoulements fluides est étayée durant ce 19<sup>ième</sup> siècle par de nombreux auteurs comme Poisson, Lagrange, Poiseuille, Rayleigh, Couette, Reynolds, Laplace, Dirichlet et Riemann [14]. Au 20<sup>ième</sup> siècle, c'est la théorie des couches limites et de la turbulence qui est le principal sujet d'investigation avec des auteurs comme Ludwig Prandtl (1875-1953) qui met en place la théorie des conditions limites, le concept de longueurs de mélange et le nombre de Prandtl, Theodore Von Karman (1881-1963) qui étudie le cas test bien connu du "Von Karman street", Geoffrey Ingram Taylor (1886-1975) qui met en place la théorie de la turbulence et définit la micro échelle de Taylor, Andrey Nikolaevich Kolmogorov (1903-1987) qui introduit le concept de l'échelle de Kolmogorov et le spectre universel de l'énergie turbulente et George Keith Batchelor (1920-2000) qui écrit la théorie de la turbulence homogène. En ce milieu de 20<sup>ième</sup> siècle, la connaissance physique des phénomènes d'écoulements fluides compressibles, incompressibles, turbulents s'est enrichi largement depuis l'établissement des équations de Navier-Stokes au 19<sup>ième</sup> siècle. Concernant la résolution de ces équations, les tous premiers calculs de dynamique des fluides par méthodes numériques ont été effectués à la main dans les années 1920. Le premier répertoire a été mis en

place par Loewy Fry Richardson (1881-1953) [15]. Il consistait en une prédiction météorologique de 8h de temps physique. Cette simulation prit six semaines de temps de calcul manuel pour finalement échouer ! Richard Courant et al. [16] ont aussi de leur Côté teste l'association des mathématiques appliquées à la dynamique des fluides. La première solution numérique d'un écoulement contournant un cylindre fut menée en 1933 par Thom et rapportée en Angleterre [17]. Kawaguti [18], au Japon, obtient une solution similaire pour un écoulement autour d'un cylindre en 1953 en utilisant un calculateur mécanique de bureau qui travailla vingt heures par semaine pendant dix-huit mois !

John Von Neumann (1903-1957) a eu un rôle déterminant dans l'émergence des calculs numériques de CFD. Passionné de mathématiques et particulièrement par leur application à la physique et aux nouvelles sciences comme l'aérodynamique, il essaye de résoudre les équations d'Euler. Il envisage pour cela des solutions discontinues qui permettent de modéliser les chocs observés parfois dans les écoulements. Il met en place la condition de "stock capturing" [19] qui consiste à introduire une dissipation matricielle afin que la discontinuité apparaisse comme physiquement correcte. Au milieu du 20<sup>ème</sup> siècle, apparaissent les premiers ordinateurs et Von Neumann, toujours à l'affût de domaine scientifique inexploré, commence à élaborer des méthodes pour la résolution informatique des problèmes physiques. Le premier ordinateur européen, l'EDSAC, apparaît à Cambridge en 1949. Cet ordinateur a été réalisé en suivant fidèlement les concepts de mémoire et de programmation interne établis par Von Neumann. Les algorithmes mathématiques, qui vont être mis en place, à partir de ce moment là, pour résoudre les problèmes de dynamique des fluides avec les calculateurs, consistent à élaborer des relations algébriques qui se comportent de manière analogue aux équations aux dérivées partielles (EDP) à résoudre.

Mais la réalisation de ces algorithmes numériques n'est pas seulement un défi mathématique ou informatique mais aussi physique car il ne faut pas perdre pour autant de vue la représentation physique des termes que l'on remplace par des expressions algébriques équivalentes, que l'on nomme aussi "discrétisations". Cette modélisation mathématique des problèmes de dynamique des fluides a pour impératif de concevoir des outils efficaces, robustes et fiables. Von Neumann introduit pour cela l'analyse de stabilités fréquentielle des discrétisations, bien connue aujourd'hui.

C'est le père fondateur de la CFD moderne. Cette nouvelle discipline "Computation al Fluide Dynamics", allie trois disciplines : la Dynamique des Fluides, les Mathématiques appliqués et la Science des Ordinateurs.

Depuis ce milieu de 20<sup>ième</sup> siècle jusqu'à nos jours, la réduction du temps de calcul est une caractéristique fondamentale dans l'évolution du matériel informatique. En effet, dans les années 1949-1950 avec la conception du tore de ferrite comme point mémoire pour les calculateurs, le temps de calcul pour une multiplication avec le calculateur IBM 704 a tore est devenu de  $0.225 \mu\text{s}$  contre  $10 \text{ ms}$  pour l'IBM 650 a tambour. Cela va permettre de s'attaquer a des problèmes insolubles jusqu'alors. Le travail pendant des années de mathématiciens va pouvoir être effectuée en seulement quelques heures sur un calculateur. Peter D. Lax (1926-) sait tirer profit de cette évolution du matériel informatique et conçoit les premières véritables méthodes numériques pour la CFD. Doctorant sous la direction de Richard Courant et mathématicien de grande qualité ayant écrit des livres dans des domaines aussi variés des mathématiques que les équations aux dérivées partielles, l'algèbre linéaire et l'analyse fonctionnelle, il a fortement contribué aux recherches sur la résolution des problèmes hyperbolique du système des lois de conservation. Il a donné son nom a des notions de renom telles que le théorème de Lax [20] qui statue que les conditions de consistance et stabilité d'une discrétisation aux différences finies d'un problème aux conditions initiales bien posé sont nécessaires et suffisantes a la convergence de la discrétisation.

Le schéma de Lax-Friedrich [21] résout le système d'équations différentielles hyperbolique par une formulation aux différences centrées et stabilisées. Le schéma de Lax-Wendroff [22] est une version plus précise du précédent. La condition d'entropie de Lax [23] permet de choisir l'unique solution physiquement acceptable du système d'équations différentielles non linéaire hyperbolique qui capture correctement les ondes de choc. Et plus récemment, le schéma qu'il a proposé avec Harten et Van Leer permet d'atteindre une précision bien supérieure dans la résolution du problème de Riemann.

Von Neumann et Lax ont vraiment été les instigateurs de l'utilisation de l'ordinateur dans les mathématiques appliquées, Lax a dit d'ailleurs a ce sujet que : "The impact of computers on mathematics (both applied and pure) is comparable to the rôles of telescopes in astronomy and microscopes in biology".

Parallèlement, dans les années 50, une avancée remarquable fut faite concernant la définition d'outils mathématiques adéquats à la résolution des équations aux dérivées partielles, comme par exemple les équations de Navier-Stokes. Il s'agit d'un outil mathématique permettant de décrire les solutions discontinues par des fonctionnelles, que l'on nomme fonctions généralisées. Elles sont plus connues sous le nom de "distributions" car c'est l'ouvrage de Schwartz, "La théorie des distributions" [24 ; 25] qui les fait connaître en occident. C'est en fait Sobolev (1908-1989), en URSS, qui, faisant aboutir les travaux

successifs des chercheurs de son laboratoire, définit les fonctions généralisées des 1938 [26] mais c'est Schwartz qui s'attelle au travail de rédaction et construit une théorie complète, cohérente avec tous les outils d'analyse fonctionnelle nécessaire pour définir les extensions des opérateurs naturels sur les fonctions : d'éviration, produit tensoriel, convolution, transformation de Fourier. Les distributions donnent enfin un sens mathématique à des fonctions discontinues dérivables et intégrales utilisées par les physiciens. Elles ont joué un rôle crucial dans le développement considérable des équations aux dérivées partielles depuis lors.

Une autre contribution incontournable à la CFD est venue d'URSS dans les années 1960. Sergei Konstantinovich Godounov, dans le mémoire de sa thèse soutenue en 1959, présente une méthode de résolution des problèmes de Riemann qui consiste en deux gaz de caractéristiques divergentes séparés initialement par une membrane qui est retirée en un temps donné. Sa méthode consiste à diviser le tube constituant le domaine de calcul en cellules successives et résoudre les problèmes de Riemann à chaque interface entre cellules en profitant de la direction de propagation de l'information dans le tube. C'est une idée innovante et efficace. Il montre aussi dans sa thèse le fait qu'une solution d'ordre supérieur à un est sujette à présenter des modes oscillants incorrects, nommés communément à l'heure actuelle "wiggles", ou oscillations point à point.

C'est vingt ans plus tard que Van Leer, aide de Herten, vient au bout des problèmes de wiggles en introduisant les fonctions de limitations. L'un des inconvénients de la méthode proposée par Godounov est son coût calculatoire car à chaque interface, un problème de Riemann est résolu exactement. Des méthodes de résolution approchées sont proposées plus tard.

Toujours dans les années 60 mais aux Etats-Unis, la division d'étude théorique du laboratoire national de Los Alamos a aussi apporté sa participation au développement des premières méthodes numériques pour la CFD et notamment grâce à son directeur Francis H. Harlow, nommé en 1959. Il a développé, entre autres, plusieurs techniques de résolution de problème à l'aide de l'ordinateur pouvant être appliquées dans une quantité de domaines. L'une de ces méthodes, "Particule and cell" méthode, sert à calculer un écoulement compressible 2D fortement perturbé que l'on trouve dans la conception d'armes nucléaires.

Dans les années 1970, Brian Standing contribue en Angleterre à la conception des modèles numériques de turbulence telle que le fameux modèle à deux équations de transport  $k - \epsilon$ , de combustion et de la modélisation des transferts de chaleur. En 1974, il fonde la compagnie "Concentration Heat and Momentum Limited" (CHAM). C'est en Angleterre un centre

d'ingénierie spécialisée dans le conseil et les logiciels dans le domaine des écoulements fluides, transferts de chaleur, combustion industrielle et environnement. Ils mettent au point les méthodes numériques dites Volumes Finis. Elles sont les plus largement utilisées en CFD aujourd'hui car elles ont pour caractéristiques d'être naturellement conservatives, d'un volume de contrôle à l'autre et donc sur le domaine entier. C'est une propriété particulièrement intéressante en CFD qui consiste fondamentalement à résoudre des lois de conservation. De plus, c'est une méthode idéale pour calculer les solutions discontinues courantes en dynamique des fluides.

En 1980 fut publié le livre de Sus has Patankar, ingénieur indien, "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow" qui est considéré depuis comme une des contributions les plus novatrices à la CFD.

Au cours des années 80 vont émerger de nombreux codes de calcul CFD qui, au départ, ne sont utilisés que dans des laboratoires par des chercheurs expérimentés du domaine. Leur usage se démocratise rapidement sous la demande des industries qui perçoivent déjà les gains que ces calculs CFD peuvent leur apporter. Effectivement, les modèles physiques atteignant un niveau de fiabilité de plus en plus acceptable, les simulations numériques remplacent bientôt une partie des expérimentations, en soufflerie par exemple pour l'aéronautique ou dans les canaux pour l'optimisation des bateaux mais aussi dans la conception des systèmes de ventilation des immeubles, etc.

Il existe aujourd'hui, en 2010 des dizaines de codes de CFD à usage "courant" dans l'industrie et les laboratoires de recherche. Il reste cependant encore de nombreux phénomènes physiques que l'on peine à modéliser correctement en toute circonstance, comme par exemple la turbulence, l'évaporation, la combustion, etc. Différentes raisons peuvent être à l'origine de cela :

- ❖ Les connaissances physiques ne permettent pas d'élaborer des modèles numériques suffisamment précis.
- ❖ L'échelle des phénomènes à modéliser est très petite et la taille des éléments du maillage qu'une résolution précise nécessiterait implique des calculs numériques aux temps de restitution trop importants même pour les supercalculateurs actuels.
- ❖ Les méthodes numériques ne sont pas assez précises et robustes pour modéliser les phénomènes en question ou pour donner un résultat sur le maillage fourni.
- ❖ Les paramètres à prendre en compte sont trop nombreux, des simplifications sont nécessaires ce qui dégrade la qualité des simulations. Tout ceci constitue des pistes d'investigation actuelles.

### **IV.3-LES AVANTAGES DE LA SIMULATION NUMERIQUE :**

La simulation numérique permet la réduction de temps de la conception et du projet donné. La conduite d'une étude expertement passe par la conception d'un modèle qui consume énormément de temps et d'argent, alors qu'en simulation numérique on peut rapidement, et facilement et pour un moindre coût tester plusieurs configurations géométriques, un large éventail de nombre de Reynolds, de nombre de Mach...etc. La seule limite étant la capacité du chercheur à analyser le flux énorme de données issues calcul.

On peut aussi tester un large éventail de conditions très difficiles, voir impossible à réaliser expérimentalement tel que certain problème de combustion, le cas des très hautes températures et certaines catégories d'écoulements non stationnaires.

Alors que lors d'une étude expérimentale il est très difficile de mesurer un champ global de pression ou de température, en simulation numérique l'obtention de toutes les variables dans la totalité de domaine de calcul est réalisée avec un minimum d'effort.

L'avancement spectaculaire de l'informatique a fait que les calculateurs deviennent de plus en plus performants en vitesse de calcul et capacité de stockage des données sans oublier que les prix de telles machines sont en baisse constant. Par contre du côté expérimental les équipements nécessaires deviennent de plus en plus compliquées et coûteux. En conclusion la conduite d'une étude numérique devient de plus en plus économique est abordable contrairement aux études expérimentales.

Donc les ingénieurs sont amenés à résoudre des problèmes c'est à dire à choisir entre plusieurs solutions possibles, il s'agit donc de minimiser ou de maximiser un critère (coût, distance, temps, rendement.....). Il existe actuellement quelques méthodes de discrétisation. Parmi ces méthodes, la méthode des volumes finis.

### **IV.4-DIFFERENTES METHODE DE RESOLUTION :**

Au fil des temps de très nombreuses méthodes ont été envisagées pour résoudre les équations de la mécanique des fluides et du transfert de chaleur qui sont d'écrites par des équations différentielles et non-linéaires.

- Méthode des éléments finis.
- Méthode des différences finies.
- Méthode des volumes finis.

#### **IV.4.1-Méthode des éléments finis :**

La méthode des éléments finis divise l'espace en éléments triangulaires et autres en

quadrilatères. Les variables inconnues sont calculées par une combinaison linéaire de fonctions.

L'approche éléments finis se décompose en deux étapes : approximation nodale des fonctions inconnues par sous-domaines (fonctions d'interpolation).

L'utilisation de la méthode des résidus pondérés qui permet de construire une formulation Intégrale à partir des équations aux dérivées partielles (la méthode de Galerkin est la plus fréquemment utilisée). C'est une méthode conservative sur le domaine.

#### **IV.4.2-Méthode des différences finies :**

La méthode des différences finies consiste à discrétiser les équations aux nœuds de la grille en calculant chaque dérivée partielle à l'aide du développement de Taylor, pour obtenir les équations linéaires qui lient les variables inconnues en un nœud aux valeurs de ces mêmes variables aux nœuds voisins. La précision du schéma dépend du nombre de nœud de l'ensemble retenu pour approximer une dérivée donnée et du maillage effectué (en général utilisation de maillage régulier et structuré).

#### **IV.4.3-Méthode des volumes finis :**

La méthode des volumes finis, choisie par le logiciel fluent et largement décrite par Patankar S.V. [1980], consiste à discrétiser le domaine de l'écoulement en une multitude de volumes de contrôle (i.e. cellules) puis d'effectuer des bilans (de masse, de quantité de mouvement...) sur ces petits volumes. Pour cette raison, la formulation fait apparaître des intégrales triples de volume. L'avantage déterminant des volumes finis par rapport aux autres méthodes est qu'ils sont conservatifs ; en bref, tout ce qui sort d'un volume de contrôle entre dans un autre.

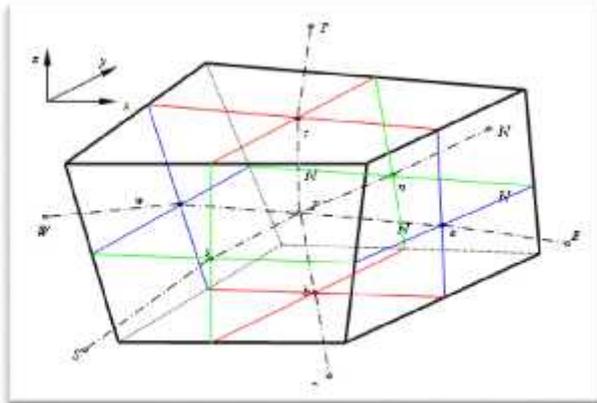
Le domaine de calcul est divisé en une série de sous domaines appelés volumes de contrôle. Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul. Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté P. Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N, S, W, E, T et B (se rapportant aux directions North, South, West, East, Top et Bottom respectivement). Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale. La pierre angulaire de cette méthode réside dans le théorème de Gauss (appelé aussi le théorème de la divergence ou théorème d'Ostrogradski) et qui permet de transformer une intégrale de volume en une intégrale de surface.

$$\int_C \text{div}(\text{grad } \Phi) dv + \int_C S dv = \int_A n \cdot (\text{grad } \Phi) dA + \int_C S dv = 0 \quad (\text{IV.1})$$

A surface enveloppant le volume de contrôle C V.

n vecteur unitaire normal à A.

Le but de cette méthode est de convertir l'équation différentielle générale en un système d'équations algébriques en mettant en relation les valeurs de la variable considérée  $\Phi$  aux points nodaux adjacents d'un volume de contrôle typique. Cela est obtenu par l'intégration de l'équation différentielle gouvernante dans ce volume de contrôle avec l'approximation des différents termes (convection, diffusion et source).



**Figure(IV.1): Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal.**

#### **IV.4.3.1.Discrétisation des équations gouvernantes :**

Ces équations à résoudre sont donc les équations instables de Navier Stokes sous leur forme conservatrice, elles sont présentées sous la forme différentielle permettant de déterminer l'évolution des champs de paramètres à partir des conditions initiales données.

- Equation de la masse :

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (pU_j) = 0 \quad (\text{IV.2})$$

- Equation de conservation de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (U_j U_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( U_e \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (\text{IV.3})$$

- Equation de l'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \Phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_e \left( \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) \right) + S_\Phi \quad (\text{IV.4})$$

Où: : est le terme de diffusion.

S : est le terme de source.

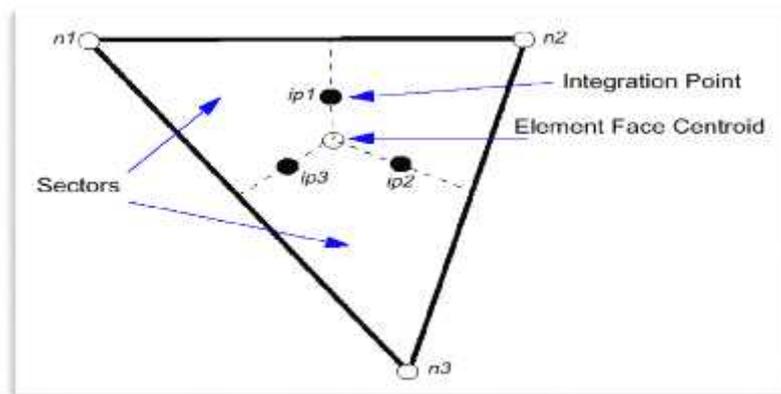
Ces équations peuvent être intégrées dans un volume de contrôle, en utilisant l'équation (IV-1) cité auparavant comme suit:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_S \rho U_j dn_j = 0 \quad (\text{IV.5})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho U_i dV + \int_S \rho U_j U_i dn_j = - \int_S P dn_j + \int_S U_e \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) dn_j + \int_V S_u dV \quad (\text{IV.6})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \Phi dV + \int_S \rho U_j \Phi dn_j = - \int_S \Gamma_e \left( \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) dn_j + \int_V S_\Phi dV \quad (\text{IV.7})$$

Pour résoudre numériquement ces équations continues est d'employant des fonctions discrètes. Considérant maintenant un élément de maille isolé tel que celui montré ci-dessous :



**Figure (IV.2): Présentation d'un point d'intégration dans un volume de contrôle.**

Les points d'intégration(ipn) sont situés au centre de chaque segment de surface dans un élément 3D entourant le volume de contrôle. Les formes discrètes des équations intégrales sont écrites comme suit :

$$V \left( \frac{\rho - \rho^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ii} (\rho U_j \Delta n_j)_{ii} = 0 \quad (IV.8)$$

$$V \left( \frac{U_{i-} - U_i^0}{t} \right) + \sum_{ii} m_{ii} (U_j)_{ii} = \sum_{ii} (P - n_j)_{ii} + \sum_{ii} \left( U_e \left( \frac{\partial U_j}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right) \Delta n_j \right)_{ii} + \bar{S}_u \quad (IV.9)$$

$$V \left( \frac{\rho - \rho^0}{t} \right) + \sum_{ii} m_{ii} = \sum_{ii} \left( e \left( \frac{\partial}{\partial x_j} \right) \Delta n_j \right) + \bar{S}^- V \quad (IV.10)$$

Sachant que :

V : est le volume d'intégration de la grandeur .

ip: est l'indice d'intégration par point (intégration point).

$n_{ii}$  : est la surface d'intégration de la grandeur .

t: est un intervalle de temps (time step).

$m_{ii}$  : Le débit massique discret traverse une surface du volume de contrôle.

#### **IV.4.3.2-Les avantages de cette méthode :**

- ✓ La possibilité de décomposer le domaine de calcul suivant les processus physiques et utiliser des modèles mathématiques différents sur chacun des sous-domaines en fonction des caractéristiques physiques du problème.
- ✓ L'exploitation efficace des machines multiprocesseurs, en partageant de façon optimale les calculs entre les différents processeurs moyennant une programmation parallélisée.
- ✓ Pour les domaines géométriquement complexes, la méthode permet de réaliser un important gain en espace mémoire de stockage des variables en évitant l'utilisation excessive des volumes bloqués.

- ✓ La génération du maillage se trouve considérablement simplifiée et plus efficace. On peut même envisager différents types de maillage pour chaque bloc.
- ✓ Les calculs sont effectués dans chaque bloc séparément.

#### **IV.5 -MODELISATION DE LA TURBULENCE :**

La principale cause du désaccord entre l'expérimental et la prédiction est habituellement citée pour être la modélisation de la turbulence. Ceci est dû à la variété des phénomènes d'écoulements et du transfert thermique produits dans les passages de turbine. La stagnation en présence du transfert thermique, le transfert de chaleur en présence de forts gradients de pression défavorables, la turbulence de l'écoulement libre, le nombre de Mach élevé et les effets tridimensionnels sont seulement certains parmi les sous cités dans une longue liste de phénomènes présents dans ces passages.

Une bonne partie des pertes dans les composants des turbomachines est due à des effets visqueux qui relèvent souvent de la turbulence. De nos jours, pour modéliser les régions d'écoulement où ces phénomènes se manifestent, on utilise des modèles de turbulence algébriques à une équation, des modèles à deux équations de transport et le modèle des tensions de Reynolds. Chaque type de modèle comporte des avantages et se distingue par un domaine de validité bien précis. Le problème est alors d'adopter non seulement un modèle peu gourmand en calculs et peu compliqué pour des écoulements simples, mais aussi d'éviter de simuler des phénomènes complexes avec un modèle limité.

La plus part des modèles de turbulence ont été développés dans un contexte d'écoulement stationnaire en moyen, là où les propriétés de stationnarité ont été implicitement supposées.

Le caractère instationnaire est une situation plus générale alors que les problèmes stationnaires ne constituent souvent qu'un état asymptotique particulier; dans notre projet on a introduit un modèle de turbulences de type (K- $\epsilon$ ).

FLUENT fournit le choix entre différents modèles de turbulence.

##### **IV.5.1-Model à zéro équation :**

Dans le modèle à zéro équation, les échelles de vitesse et de longueur sont empruntée du mouvement moyen ; ces modèles ne nécessitent pas d'équation de transport supplémentaire. et parmi qui ont utilise la notion de longueur de mélange pour les modèles de chaque type d'écoulement.

$$U_t = \rho l^2 \left( \frac{\partial \overline{u_t}}{\partial c_k} + \frac{\partial \overline{u_k}}{\partial x_i} \right) = l \left( \rho \left( \frac{\partial \overline{u_t}}{\partial c_k} + \frac{\partial \overline{u_k}}{\partial x_i} \right) \right) \quad (\text{IV.11})$$

$l$  : est appelé longueur de mélange et le produit.

$$l = k \left( 1 - e^{-\frac{y}{a}} \right) \quad (\text{IV.12})$$

Où  $k$  : représente le constant de VONKARMAN qui est égale à 0.41.

$a$  : est une constante égale à 2.

$$y = \frac{y_t}{v} \quad (\text{IV.13})$$

$u_t$  : La vitesse de l'écoulement à zéro pariétale.

#### **IV.5.2-Model à une équation :**

C'est un model à une équation de transport supplémentaire celle-ci est l'équation de l'énergie cinétique turbulente.

Pour ces modèles la viscosité turbulente est exprimée par la formule suivante :

$$u_t = c_u \rho l \sqrt{k} \quad (\text{IV.14})$$

Ces modèles permettent une meilleure prise en compte de l'évolution de champ turbulent par rapport aux modèles à zéro équation.

#### **IV.5.3. Modèle à deux équations :**

Dans l'écoulement bidimensionnels en fine couche limite, la variation de la direction de l'écoulement est tellement faible tout la turbulence peut s'ajuster à la condition locales.

Si la convection et la diffusion de propriétés de la turbulence peuvent être négligée , il est possible d'exprimer l'influence de la turbulence sur l'écoulement moyen en fonction de la longueur de mélange , si par contre la diffusion et la convection ne sont pas négligeable comme c'est le cas dans les écoulement avec recirculation , une expression compacte en fonction de la longueur de mélange n'est plus admise, une voie possible et de considérer une formulation de la dynamique de la turbulence . Le modèle (K -ε) appliquée sur les

mécanismes qui affectent l'énergie cinétique turbulente. L'équation gouvernant l'énergie cinétique turbulente est obtenue de la manière :

$$\sum_{i=1}^3 (\text{équation instantanée de quantité de mouvement suivant la direction } X_i) * (u_i)$$

$$\sum_{i=1}^3 (\text{équation moyen de Reynolds suivant la direction } x_i) * (u_i)$$

Après réarrangement on obtient l'équation suivante pour l'énergie cinétique turbulente :

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + d(\rho \bar{c}) = d \left( -\overline{p'c'} + 2\mu \overline{e'_i e'_i} - 0.5 \overline{\rho u'_i u'_i u'_j} \right) - 2\mu \overline{e'_i e'_i} - \overline{\rho u'_i u'_j} E_i \quad (\text{IV.15})$$

Dans un écoulement bidimensionnel en fine couche limite, la seule contrainte de Reynolds de valeur signifiante  $\tau_x$  est positive si le gradient de  $V$  dans la direction  $y$  est positif. Il s'ensuit que le terme (taux de dissipation de  $k$  + production de  $k$ ) apporte une contribution positive dans l'équation de  $K$  est représenté un terme de production.

Le terme de dissipation visqueuse a une contribution négative et représente toujours le terme répondant de la destruction de l'énergie cinétique turbulente et de l'ordre du terme de production de l'énergie cinétique en magnitude. Il ne peut donc être négligé. Le taux de dissipation par unité de masse est d'une importance vitale dans l'étude de la dynamique de la turbulence est défini par :

$$\varepsilon = 2 \delta \overline{e'_i e'_i} \quad (\text{IV.16})$$

#### **IV.5.3.1 Modèle à deux équations K & :**

Le modèle de turbulence à deux équations ( $k$ -) est très répandu dans les applications pratiques à l'usage de l'ingénieur, car il offre un bon compromis entre l'effort numérique et l'exactitude informatique.

Ce modèle suppose que la viscosité de turbulence est liée avec l'énergie cinétique de turbulence et de dissipation par l'intermédiaire de la relation :

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (\text{IV.17})$$

$\varepsilon$  : est appelé taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.

$K$  : est l'énergie cinétique turbulente.

Pour les valeurs de  $k$  et  $\varepsilon$  elles viennent directement des équations différentielles de transport de l'énergie cinétique turbulence et du taux de dissipation de turbulence ( $k$  &  $\varepsilon$ ) :

$$\rho \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + d(\rho k) = d \left[ \frac{U_t}{\sigma_K} g \quad \varepsilon \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{K} 2U_t E_i E_i - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (\text{IV.18})$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + d(\rho \varepsilon) = d \left[ \frac{U_t}{\sigma_K} g \quad K \right] + 2U_t E_i E_i - \rho \varepsilon \quad (\text{IV.19})$$

Les termes des équations précédentes sont interprétés comme suit :



Pour la notation si

- $i$  ou  $j = 1$  on est dans la direction  $x$ .
- $i$  ou  $j = 2$  on est dans la direction  $y$ .
- $i$  ou  $j = 3$  on est dans la direction  $z$ .

## **IV.6-LE CODE DE CALCUL :**

### **IV.6.1-Description du code « GAMBIT » :**

#### **IV.6.1.1-Préprocesseur GAMBIT :**

C'est un préprocesseur intégré pour l'analyse en CFD (Computation Fluid Dynamics). Il peut être utilisé pour construire une géométrie et lui générer un maillage.

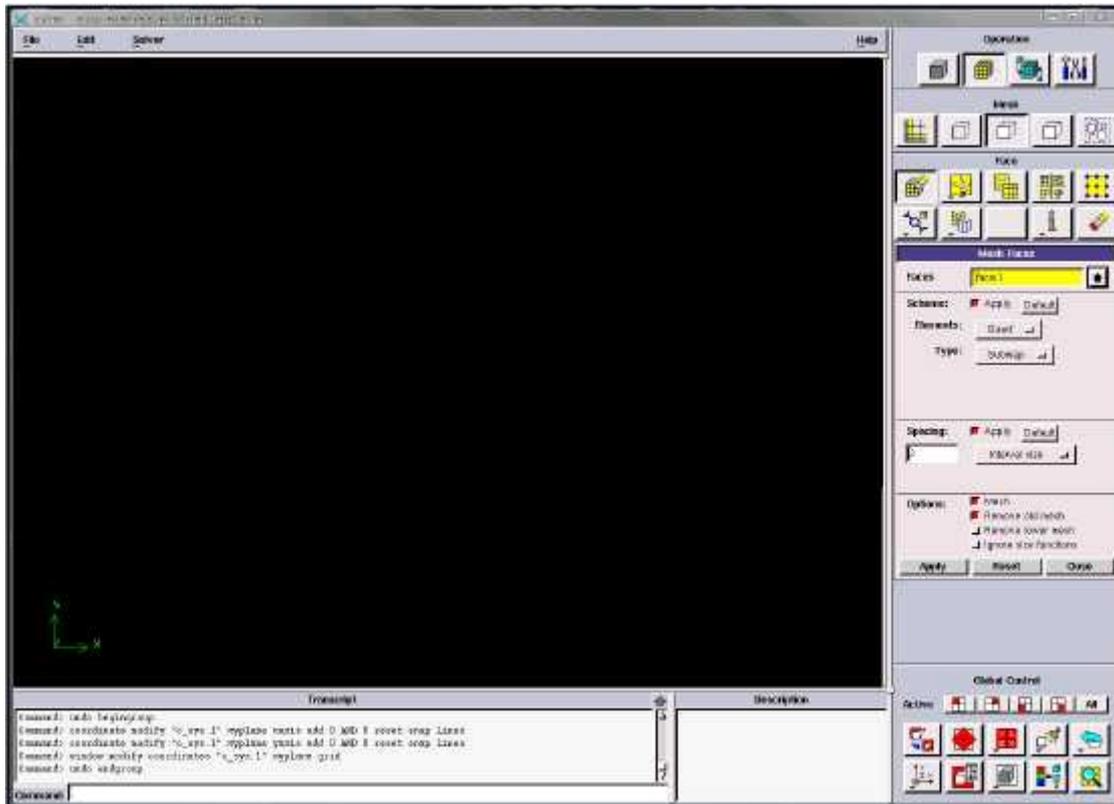
Eventuellement, une géométrie d'un autre logiciel de CAO peut être importée dans ce préprocesseur.

Les options de génération de maillage de gambit offrent une flexibilité de choix.

On peut décomposer la géométrie en plusieurs parties pour générer un maillage structuré. Sinon, gambit génère automatiquement un maillage non structuré adapté au type de géométrie construite. Avec les outils de vérification du maillage, les défauts sont facilement détectés.

#### **IV.6.1.2-Interface de GAMBIT :**

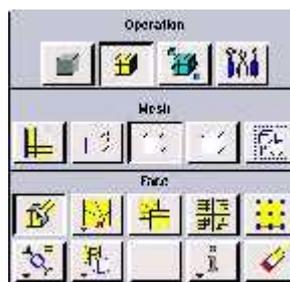
C'est une interface facile à manipuler. Elle est décomposée en plusieurs parties (Figure IV.3).



**Figure (IV.3) : Interface de GAMBIT.**

#### **a. Fenêtre d'outils d'opération :**

Chaque bouton de cette fenêtre correspond à une fonction bien définie (figure IV.4).



**Figure (IV.4) : Fenêtre d'outils d'opération.**

**a.1 Construction de la géométrie :**

Elle est créée à partir des points, des cotés, des surfaces et des volumes, ou d'un groupe de tous ces éléments. On peut effectuer des opérations d'union, d'intersection, de séparation d'effacement et de décomposition.

**a.2 Génération de maillage :**

Cette fonction permet la génération de tous types de maillage, la manipulation du maillage généré et la création d'une couche limite s'il y a lieu.

**a.3 Incorporation des conditions aux limites :**

Plusieurs types de conditions aux limites sont disponibles selon le problème traité. A noter que l'espace maillé est pris par défaut comme étant fluide.

**a.4 Boutons d'outils :**

Ils permettent de spécifier le système de coordonnées par exemple ou d'autres opérations spécifiques.

**b. Fenêtre de contrôle global :**

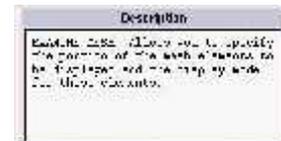
Elle concerne l'orientation, l'affichage, la lumière et la vérification du maillage (Figure IV.5).



**Figure (IV.5) : Fenêtre de contrôle global.**

**c. Fenêtre des descriptions :**

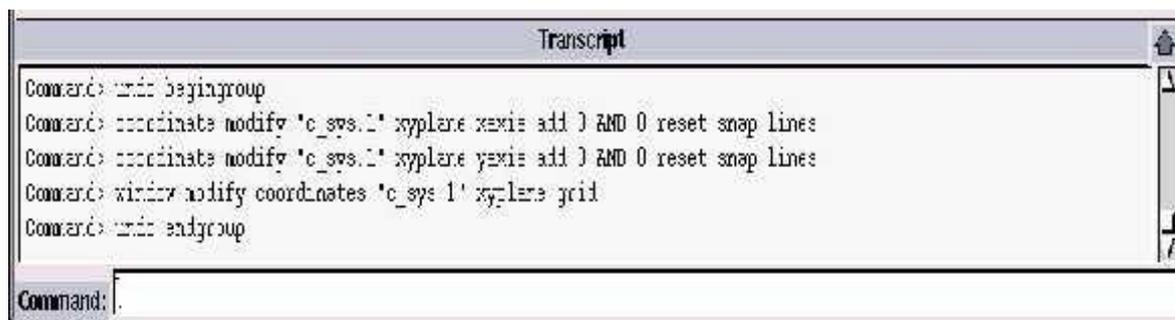
Décrit la fonction de l'icône sur laquelle se trouve le curseur de la souris (figure IV.6).



**Figure (IV.6) : Fenêtre des descriptions.**

**d. Fenêtre de la liste des commandes :**

Elle contient la liste des commandes antérieures. Si nécessaire, on peut ajouter une commande écrite pour être exécutée (Figure IV.7).



**Figure (IV.7) : Fenêtre de la liste des commandes.**

## **IV.6.2-Description du code « FLUENT » :**

### **IV.6.2.1-Introduction au code FLUENT 6.3 :**

C'est un code qui a obtenu une grande part dans le monde de la MKF surtout au marché des logiciels de cette dernière (35% aux EU, 35% en Europe, 80% au Japon). Car c'est un logiciel qui permet de modéliser au même temps des mouvements fluides, des transferts de chaleur, de masse et des réactions chimiques. Cet outil de calcul numérique appliqué à la mécanique des fluides offre un large éventail de choix pour les modèles de turbulence et de schémas de résolution numérique.

Fluent est un programme informatique conçu pour la simulation des écoulements de fluide et du transfert de chaleur dans des géométries complexes. Il présente une grande flexibilité d'adaptation avec n'importe quel type de maillage. Il permet le raffinement du maillage en fonction des conditions aux limites, des dimensions et même des résultats déjà obtenus. Cela est très utile dans les régions à gradients importants (couches limites, couches à cisaillement libre).

Fluent est écrit en langage C. Il emploie toute la flexibilité et la puissance qu'offre ce langage. Il a une architecture serveur client nécessaire au calcul parallèle sur plusieurs machines.

Fluent dispose d'un outil de graphisme pour l'affichage des résultats et leur exploitation. On peut aussi exporter les résultats vers un autre logiciel de graphisme.

Enfin, l'option UDF permet de résoudre des équations additionnelles ou des termes sources additionnels définis par l'utilisateur.

### **IV.6.2.2-Les domaines d'application du FLUENT 6.3 :**

- ❖ Production d'énergie.
- ❖ Electronique, informatique.
- ❖ Fabrication de matériaux, automobiles.
- ❖ Aéronautique, turbomachines et armement.

### **IV.6.2.3-Caractéristiques :**

- \* Résolution des équations de Navier Stokes dans des repères fixes ou tournants.
- \* Technique des volumes finis précise au second ordre.
- \* Maillages structurés ou non, déformables, du triangle en 2D à l'hexaèdre en 3D  
Permettant une construction simple, rapide et automatisée.
- \* Maillage dynamique, glissant et déformable.

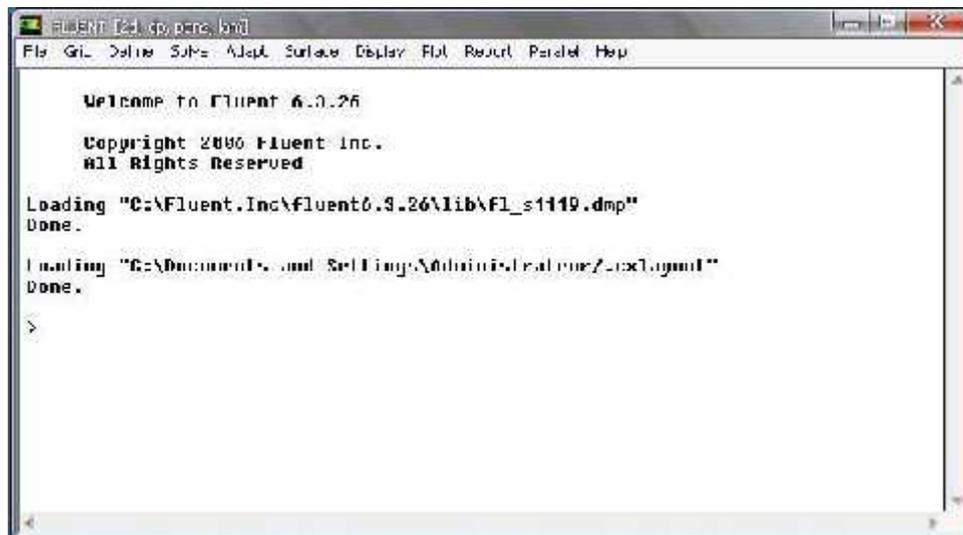
- \*Maillage auto adaptative à la solution améliorant la précision des zones à fort gradient.
- \* Interpolation automatique de la solution sur le maillage affiné.
- \* Convergence accélérée par schéma de multi grille.
- \* Nombreuses conditions limites pour écoulements externes et internes.
- \* Programmes parallélisés et vectorisés.

#### **IV.6.2.4-Types d'écoulements :**

- \* Laminaires et turbulents (modèles K-EPS, RNG ou RSM).
- \* Transferts de chaleur couplés par conduction, convection et rayonnement avec ou sans source de chaleur internes.
- \* Incompressibles ou compressibles (subsonique, transsonique, et supersonique).
- \* Mélanges d'espèces avec ou sans réaction chimiques.
- \* Ecoulements diphasiques dispersés (particules, gouttelettes, bulle) pouvant être inertes, s'évaporer, réagir.
- \* Ecoulements di phasiques non dispersés.
- \* Ecoulements en repères tournants.
- \* Ecoulements laminaire non Newtoniens.
- \* Ecoulements en surface libre et changement de phase.
- \* Ecoulements avec des résistances (filtres, grilles, milieux poreux...).

#### **IV.6.2.5-Interface du code FLUENT :**

On peut démarrer 4 versions de fluent : 2D, 3D, 2DDP, 3DDP ayant la même interface (Figure IV.8).



**Figure (IV.8) : Interface du code FLUENT.**

**Les fonctions disponibles pour la procédure numérique sont :**

**File :** pour les opérations concernant les fichiers : lecture, sauvegarde, importation...

**Grid :** pour la vérification et la manipulation du maillage et de la géométrie.

**Define :** pour définir les phénomènes physiques, les matériaux et les conditions aux limites.

**Solve :** pour choisir les équations à résoudre, les schémas de discrétisation, les facteurs de sous relaxation, les critères de convergence et pour initialiser et procéder au calcul.

**Adapt :** pour l'adaptation du maillage selon plusieurs paramètres.

**Surface :** pour créer des points, des lignes et des plans nécessaires à l'affichage des résultats.

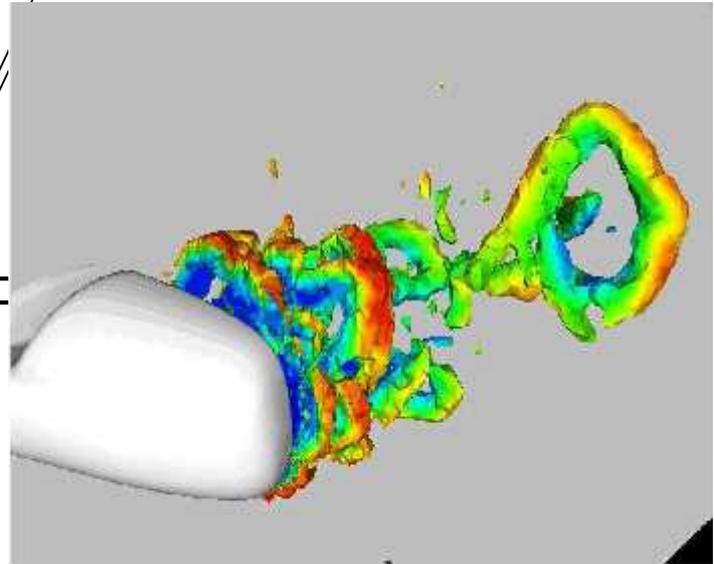
**Display et plot :** pour l'exploitation des résultats.

**Report :** pour afficher des rapports contenant les détails du problème traité.

**Parallel :** pour le calcul parallèle.

**Help :** pour l'exploitation du contenu du code.

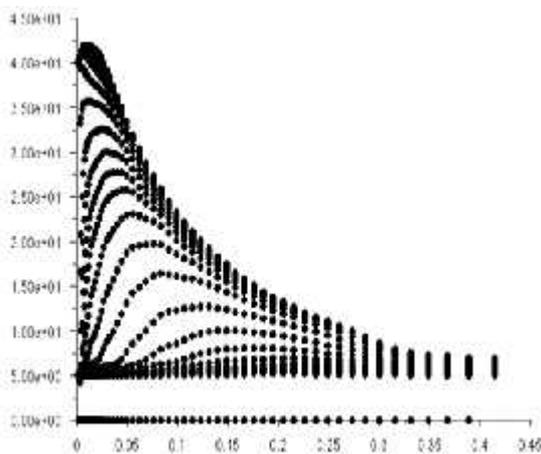
# Chapitre V



## Resultats et interprétations

### Sommaire.

- Description du problème.
- Maillage et conditions aux limites.
- Utilisation du « PRE-PDF ».
- Le calcul « FLUENT ».
- Résultats et analyses.



## V.1-DESCRIPTION DU PROBLEME :

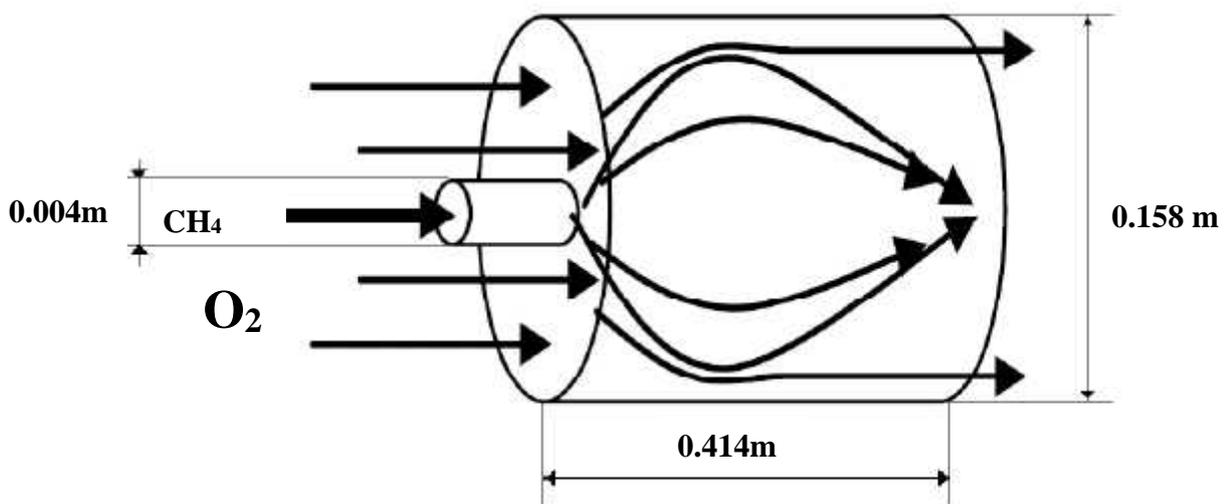
### V.1.1-Support de l'étude :

L'étude d'un écoulement réactif au sein d'une chambre de combustion d'un turboréacteur revient à étudier ce dernier dans un cylindre : en effet, un cylindre composé d'un : entrée d'air, injecteur de carburant et la sortie des gaz. Présentée comme une chambre de combustion théorique afin de simuler l'écoulement au près du réel.

### V.1.2- Domaine d'étude :

Pour cette étude on propose les dimensions de la chambre de combustion du turboréacteur type AI-25TL de longueur : 0.414 m et largeur : 0.158 m avec une forme posé cylindrique.

La configuration géométrique considérée dans le présent travail est illustrée sur la figure(V.1).



Figure(V.1) : Domaine d'étude.

## V. 2- MAILLAGE ET CONDITIONS AUX LIMITES :

### La modélisation de la chambre de combustion 2D :

La génération du maillage dans « GAMBIT » passe par deux étapes principales :

- La géométrie.
- Le maillage.

Au cours de génération du maillage du volume d'étude on passe par des instructions :

- La création du volume et la définition de ces dimensions.
- Le maillage du volume.
- L'insertion des conditions aux limites sur le volume.
- La préparation du maillage à l'exporter pour le traité par le code de calcul « FLUENT ».

### **Étape 1 : Choix de Solutionneur :**

La première étape est de choisir le code qui doit modéliser et résoudre les équations du système.

Solver  FLUENT.

### **Étape 2 : Création de la Géométrie :**

La géométrie du système est un demi-cylindre, pour cela il existe plus qu'une méthode pour la créer :

- Soit on base sur les géométries prédéfinies.
- Soit on crée le volume à partir des points, des lignes, des surfaces et puis le volume.

### **Étape 3 : Maillage des parois :**

Ce genre de maillage est employé pour raffiner localement les mailles dans les zones proches des parois, à cause des phénomènes importants qui déroulent dans le volume. La direction de la couche de frontière est indiquée pendant la sélection avec une flèche qui se dirige vers le milieu.

### **Étape 4 : Maillage du volume :**

Le volume doit être maillé par le « **GAMBIT** » par l'utilisation du maillage standard.

### **Étape 5 : Examen de la qualité du maillage :**

On examine le maillage par **EXAMINE MESH**, pour voir la distribution des mailles sur le volume.

### **Étape 6 : Les conditions aux limites : [1]**

La déclaration des conditions aux limites est importante pour les définir après au « **FLUENT** ».

Vitesse d'entrée de (V1) carburant « Méthane »: 40 m/s.

Vitesse d'entrée de (V2) comburant « Air »: 5 m/s.

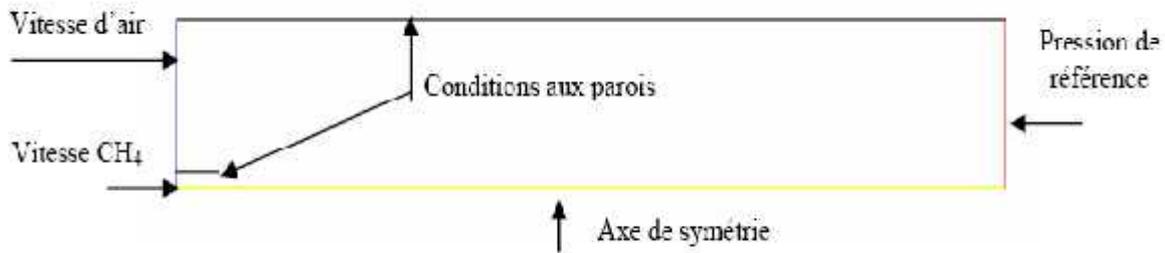
Température d'entrée de carburant « Méthane »: 300 °K.

Température d'entrée de comburant « Air »: 300 °K.

Température de paroi 500 °K.

La pression de la chambre de combustion: 3.8 atm.

Les différentes conditions aux limites sont schématisées sur la figure (V.2).



**Figure(V.2) : Les conditions aux limites.**

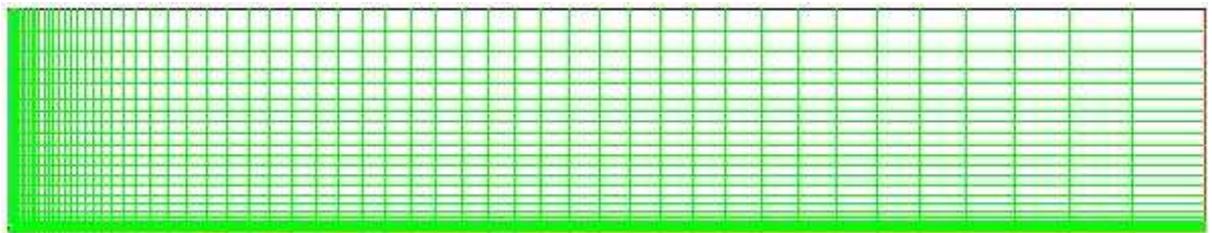
### **Le maillage :**

Le maillage de la chambre de combustion est fait par le pré-processeur GAMBIT avec un maillage type structuré et des mailles de forme quadrilatérale. Un raffinement des zones de forts gradients a été pris en compte pour capter les différents phénomènes qui peuvent intervenir dans ces zones, notamment les gradients de vitesse.

Le maillage comprend 1615 nœuds répartis comme suit :

- Injecteur : 09 points.
- Entrée d'air : 20 points.
- Paroi : 58 points.
- Symétrie : 58 points.
- Sortie : 28 points.
- Le temps total : 03 heures, 40 minutes.

Le maillage est présenté sur la figure suivante :



**Figure (V-3) : Domaine d'étude et son maillage.**

### **Étape 7 : Exporter les mailles et sauvegarder la session :**

1. Exporter un dossier contenant le maillage de la chambre de combustion.

**File** —> **Export Mesh.**

2. Sauvegarder la session « GAMBIT », et puis quitter le « GAMBIT ».

**File** —> **Exit.**

### V. 3-LE CALCUL « FLUENT » :

Le support adopté pour la simulation numérique après traitement en GAMBIT est le code de calcul FLUENT 6.3 dans sa version à double précision, à équations couplées et schéma explicite comme étant le plus approprié à l'étude du présent cas.

#### Démarrer le « FLUENT » :

Démarrer la version 2d de FLUENT.

Fluent offre deux modes de calcul : le mode double précision et le mode simple précision.

Dans le mode double précision les nombres à virgule flottante sont représentés en utilisant 64 bit, alors que le mode simple précision utilise une représentation à 32 bits.

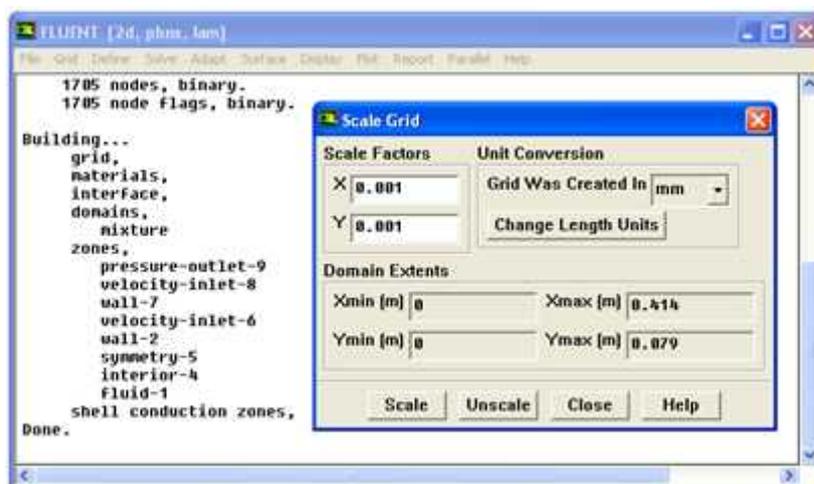
Le revers de cette précision est que le premier mode requiert beaucoup plus de mémoire. C'est pour ça, en a utilisé le mode simple précision.



**Figure (V.4) : Le choix du plan et de type de précision.**

#### Mise en place dans fluent pour l'étude :

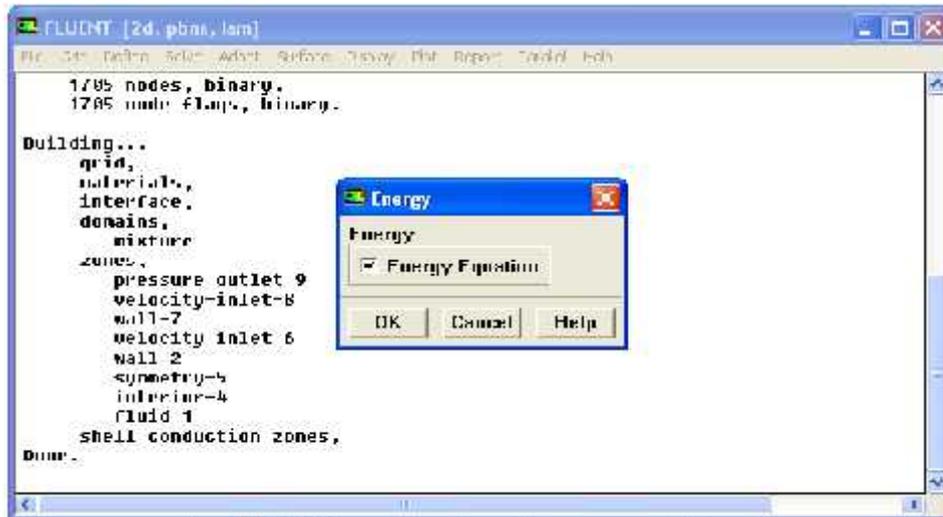
- Importer le maillage en \*.msh : **File - Read – Case.**
- Confirmation des dimensions : **Grid – Scale.**



**Figure (V.5) : Mise en place dans fluent pour l'étude.**

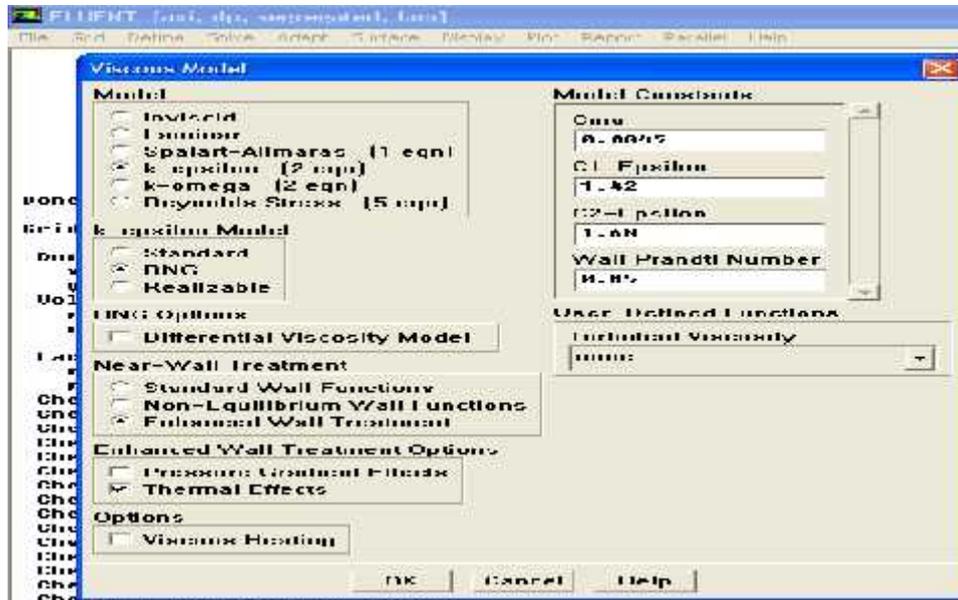
➤ Définition des modèles :

- **Define – Models – Solver – Axisymmetric (OK).**
- **Define – Models – Energy (OK).**



**Figure (V.6) : Définition des modèles.**

- **Define – Models – Viscous models – K-epsilon (2eqn) + RNG + Enhanced wall treatment + Thermal Effects (OK).**



**Figure (V.7) : Le choix du modèle de turbulence.**

➤ Définition des conditions aux limites :

- **Define – Boundary Conditions - velocity-intel-(X).**

« Introduire les valeurs de vitesse du carburant et de l'air ».

Vitesse  $CH_4 = 40$  m/s et Vitesse  $O_2 = 5$  m/s.

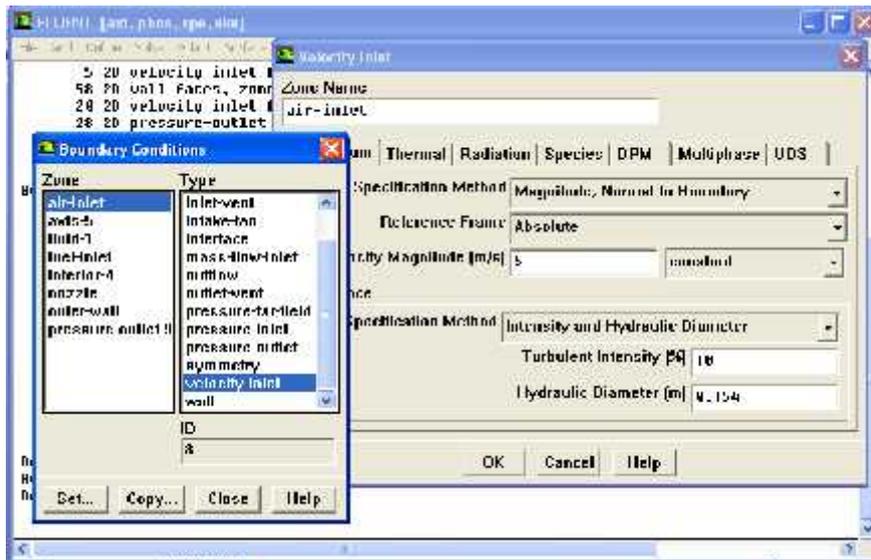


Figure (V.8) : Définition des conditions aux limites.

- Initialiser : **Solve – Initialize** « confirmer les vitesses air-carburant ».
- Définir les paramètres à écrire : **Solve – Monitors**.
  - **Residuals** : passer à un résidu de  $10^{-6}$ .
  - Sélectionner **plot et print**.
- Calcul : **Solve – Iterate**.

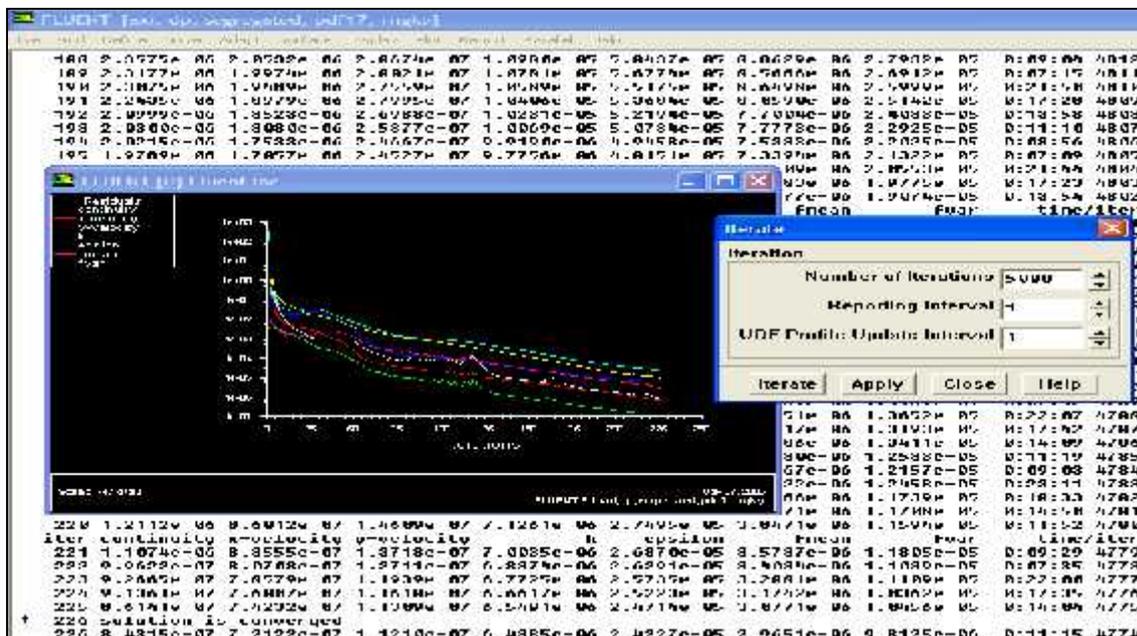


Figure (V.9) : Lancement de calcul.

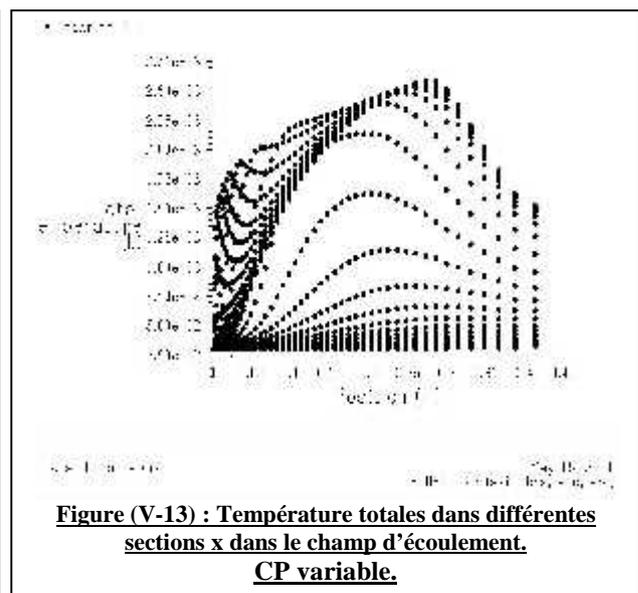
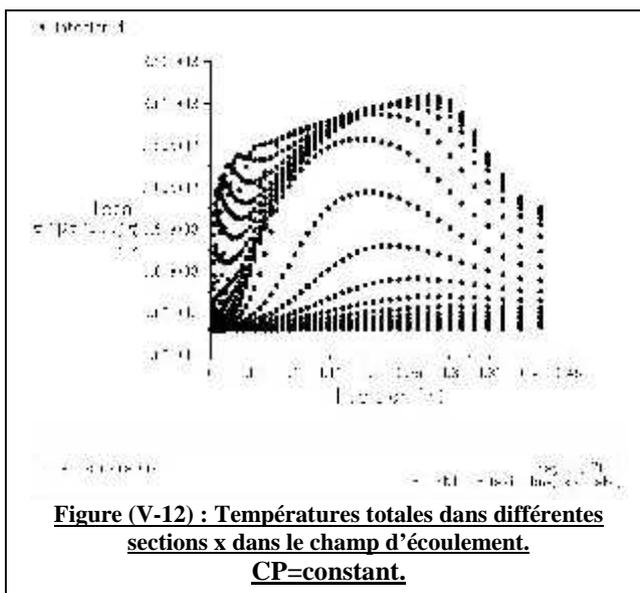
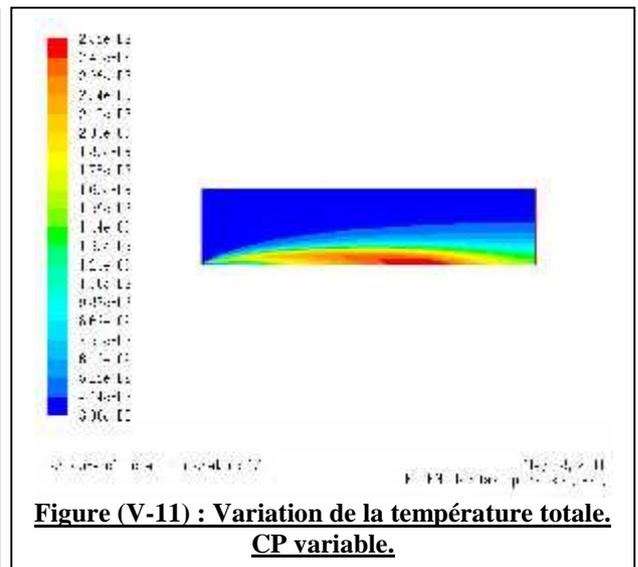
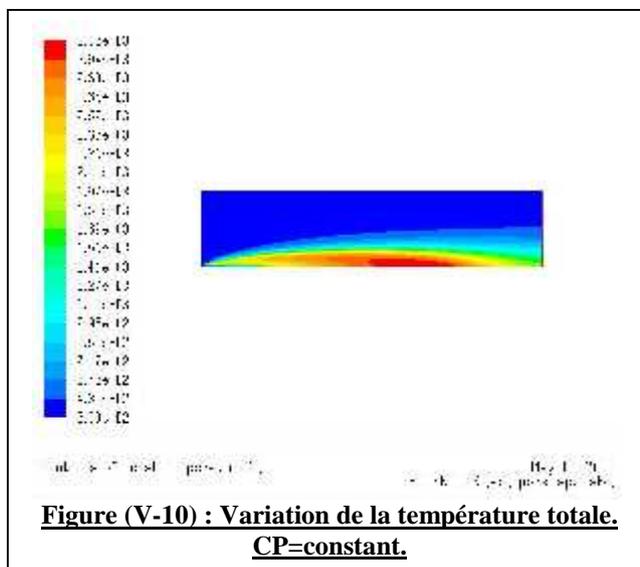
- Visualisation des résultats : **Display – Contours**.
- Sauvegarder le fichier data (Nom.dat) : **File – Write – Data**.

**V.4-RESULTATS ET ANALYSES :**

En premier lieu on a obtenu des résultats concernant l'ensemble carburant ( $CH_4$ ) et comburant ( $O_2$ ), le fluide subit des variations physiques et chimiques le long du cylindre à partir de l'injecteur et l'entrée d'air jusqu'à la sortie. Des variations due à la combustion, vitesse d'injection du  $CH_4$  et d'entrée du  $O_2$ .

Parmi les différents changements subits on s'est basés sur les variations de la température, pression, vitesse d'écoulement et la turbulence.

**V.4.1-Les variations de la température :**



On constate sur les figures(V.10) et (V.11) le cylindre avec des fluctuations de la température en différents couleurs signifiant chacun, une valeur de température, comme on constate aussi que la température passe par trois zones de changement, la zone la plus élevée est concentré au milieu du cylindre qui définit la zone de combustion.

Sur les figures(V.12) et (V.13) les graphes montrent les trois zones dans le cylindre, ainsi que leurs valeurs de température, à l'entrée la température est de 300 °K, la première zone est début de [0 à 0.05] zone de mélange, où la température est égale à 2000 °K, la seconde zone est entre [0.05-0.3], zone de combustion où la température se révèle 2600 °K, et par suite la zone de dilution et la détente des espèces chimiques produits par la combustion entre [0.3-0.414] d'où la température diminue jusqu'à atteindre 1500 °K à la sortie.

En amont de la chambre de combustion c.-à-d. proche de la zone de rencontre de carburant et comburant. Ces derniers ne sont pas bien mélangés, le rendement de combustion n'est donc pas élevé, ce qui justifie les basses de la température en amont par rapport en aval.

L'allure des courbes obtenues permet de faire les commentaires suivants :

La combustion n'étant contrôlée que par la turbulence (le mélange méthane air étant essentiellement réalisé par la turbulence), les coefficients de transport tels que la conductivité thermique, le coefficient de diffusion seront pris constants. L'utilisation d'une valeur constante de la capacité calorifique du mélange, notée  $C_p$  surestime la température et donne des pics de l'ordre de 3000 °K.

La température maximale a chuté approximativement à 2600 °K en raison de la dépendance entre la température et de la valeur du CP.

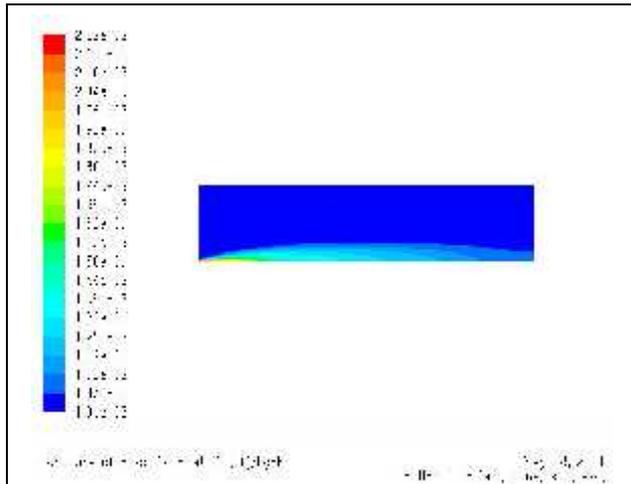
Pour cette raison la valeur du coefficient  $C_p$  sera estimée à l'aide de la formule suivante :

$$C_p = C_p(T) = \sum_m C_{p,i}(T)Y_i \text{ où : } C_{p,i}(T) \text{ sera prise sous sa forme polynomiale.}$$

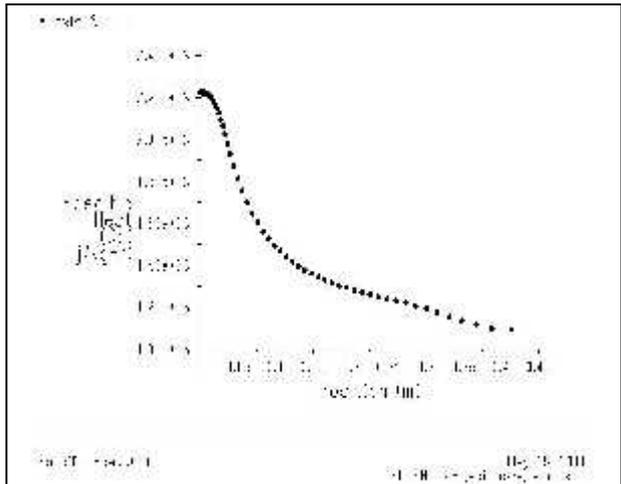
$$\text{Pour chaque espèce : } C_p(T) = A_1 + A_2T + A_3T^2 + \dots$$

Les coefficients  $A_i$  sont donnés par défaut (code Fluent), figure (V.14) et (V.15).

La valeur du CP est la plus grande où le CH<sub>4</sub> est concentré, près de la prise de carburant, et où les concentrations la température et de produit de combustion sont grandes.

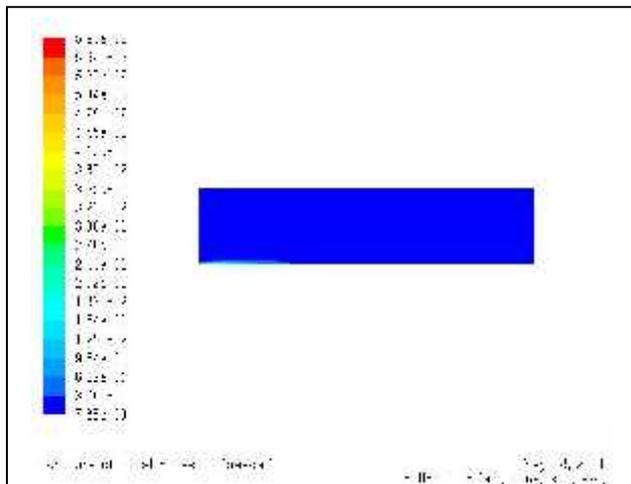


**Figure (V-14) : Contour de la capacité calorifique.**

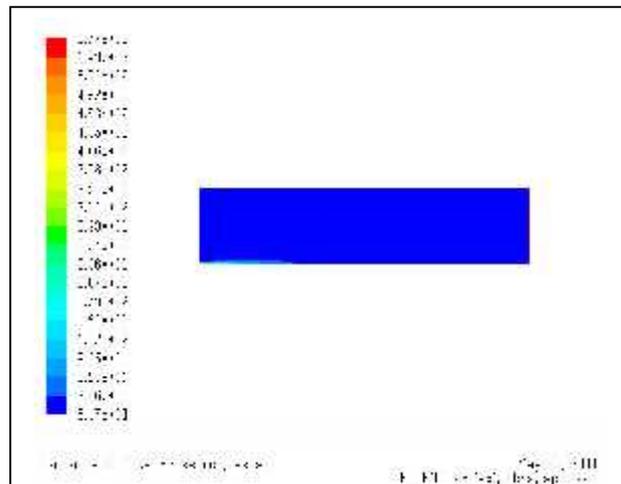


**Figure (V-15) : Profil axial de la capacité calorifique.**

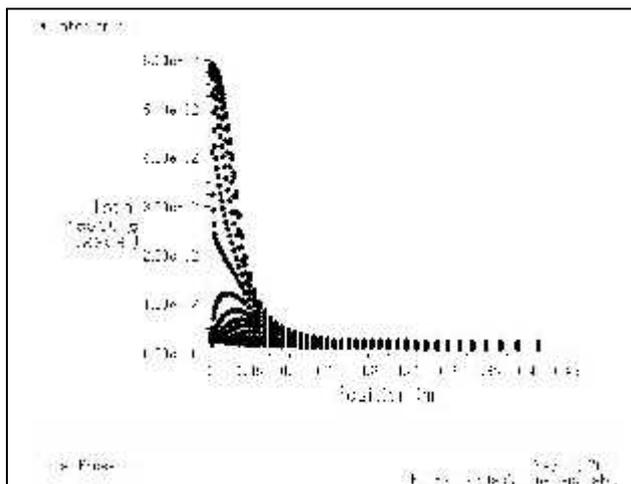
**V.4.2-Les variations de pression :**



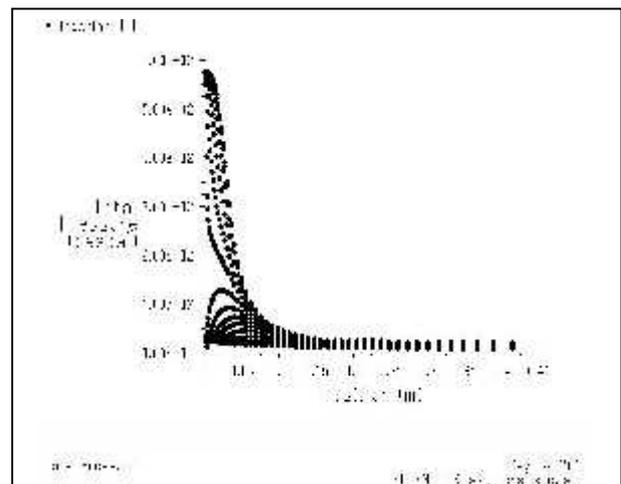
**Figure (V-16) : Variation de la pression totale.  
CP=constant.**



**Figure (V-17) : Variation de la pression totale.  
CP variable.**



**Figure (V-18) : Pressions totales dans différentes sections x dans le champ d'écoulement.  
CP=constant.**

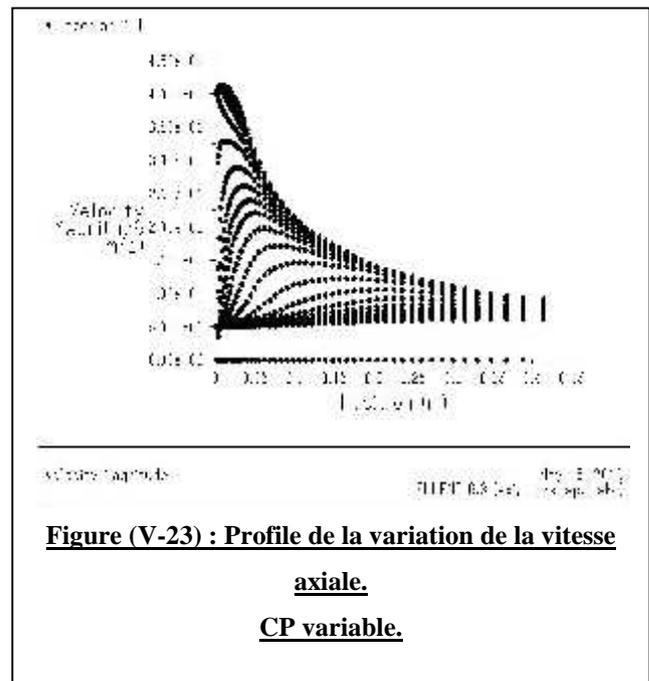
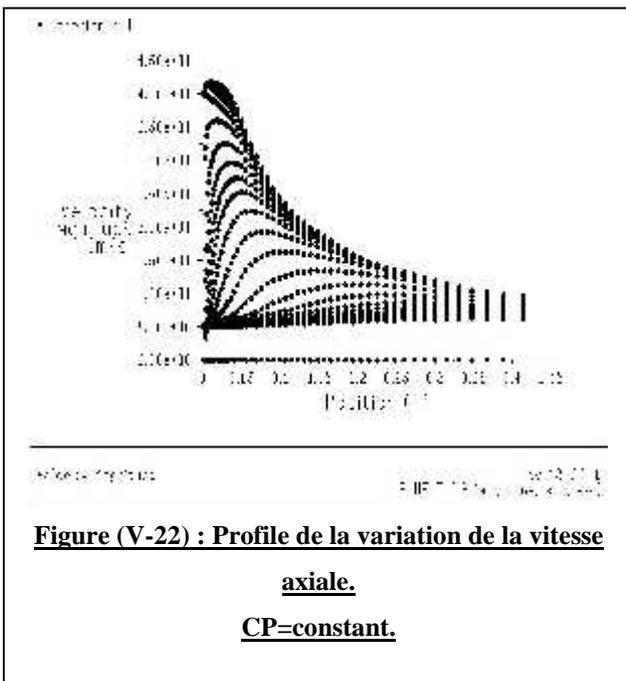
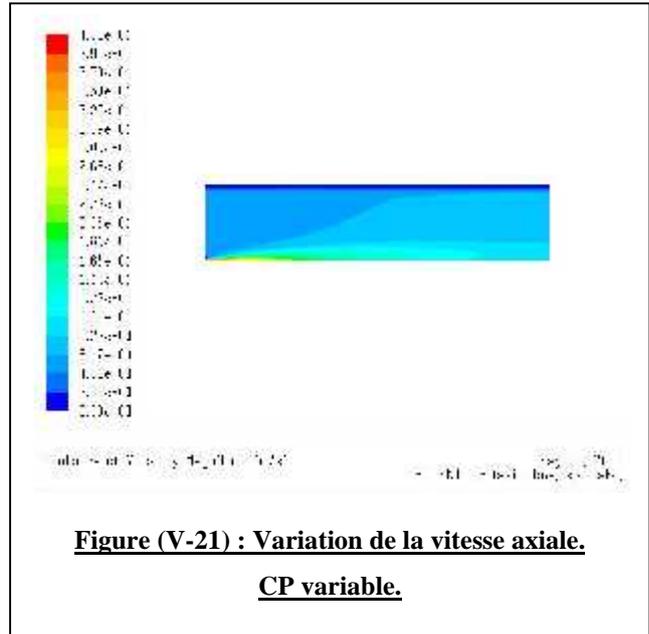
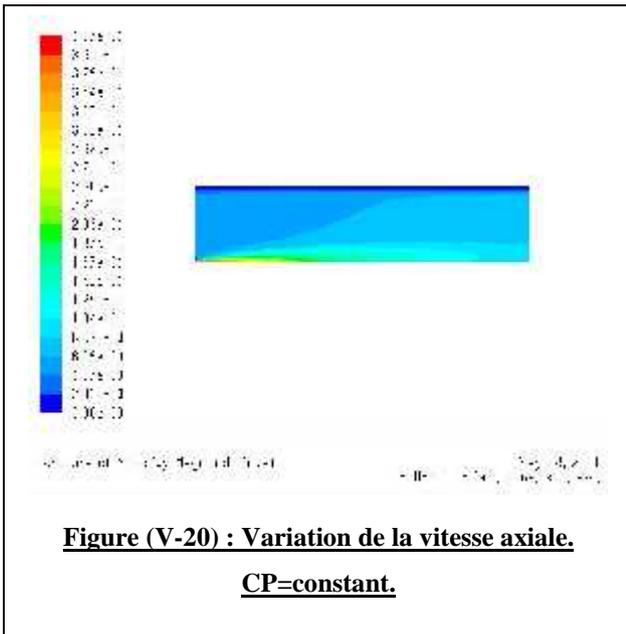


**Figure (V-19) : Pressions totales dans différentes sections x dans le champ d'écoulement.  
CP variable.**

Sur les figures (V.16) et (V.17) on constate que la pression dans le cylindre est concentré à une partie au prés de l'injecteur ensuite elle diminue de 582 pascal jusqu'à 4.63 pascal comme le démontre les figures (V.18) et (V.19) que cette dernière reste élevé juste au près de l'injecteur de [0-0.05] zone de mélange, par suite elle diminue et se stabilise au minimum de 4.63 pascal.

**V.4.3-La variation de vitesse :**

➤ **La vitesse axiale :**

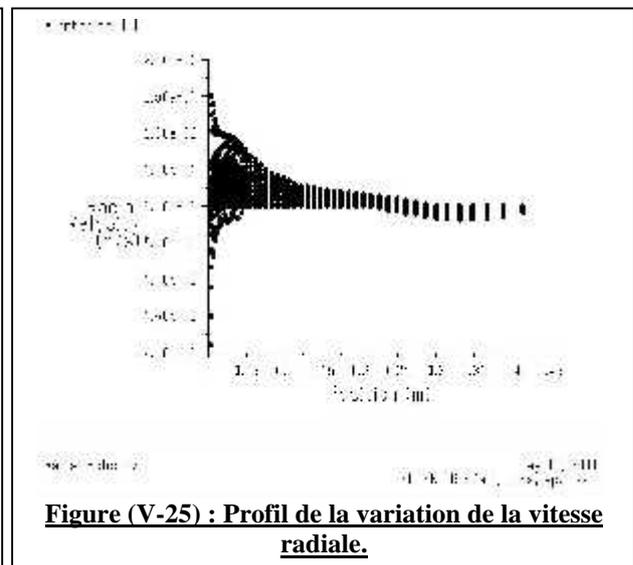
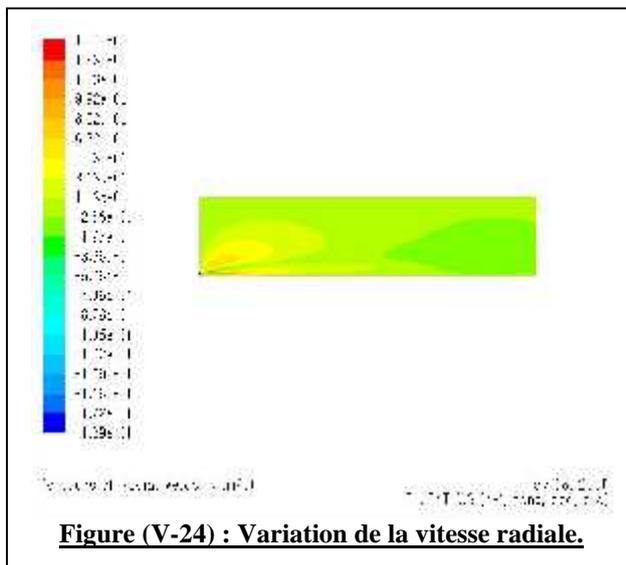


Sur les figures (V.20) et (V.21) on constate que les fluctuations des champs de vitesse sont très élevées au près de l'injecteur par suite elles se dégradent vers le long du cylindre, comme on constate aussi que les lignes de vitesse sont au dessous de la moyenne par rapport à la vitesse d'injection qui avoisine la vitesse d'air au près des parois.

Comme les figures (V.22) et (V.23) l'indiquent, la zone du mélange est la plus agitée [0-0.05], ensuite la vitesse se dégrade jusqu'à atteindre la vitesse de 5.5 m/s et se stabilise entre [0.35-0.414].

(Le CP n'influe pas sur la vitesse axiale).

### ➤ La vitesse radiale :



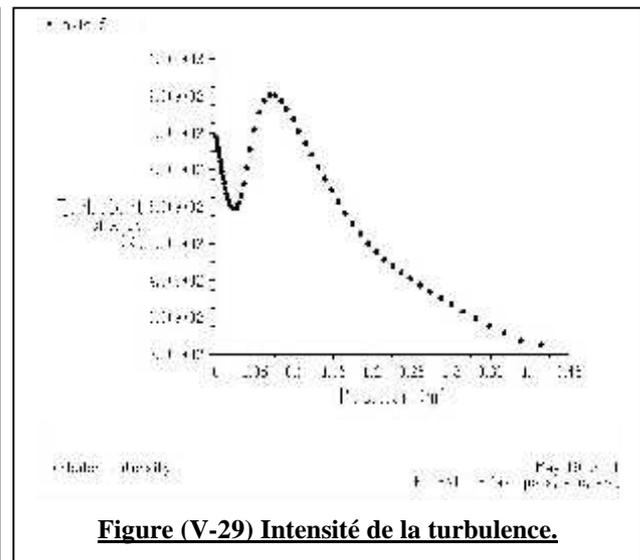
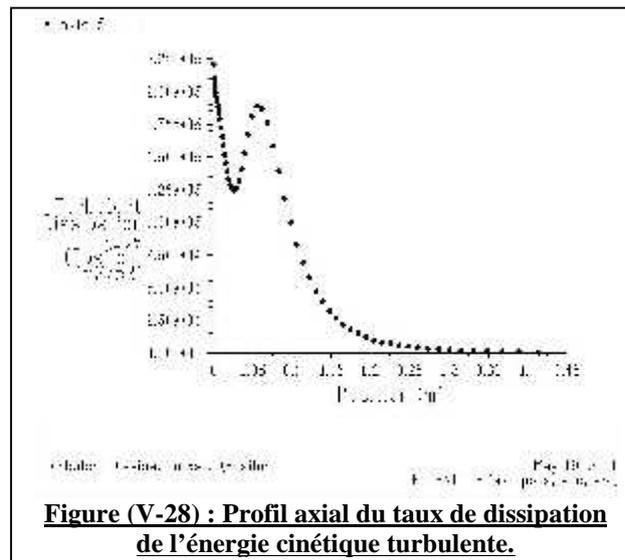
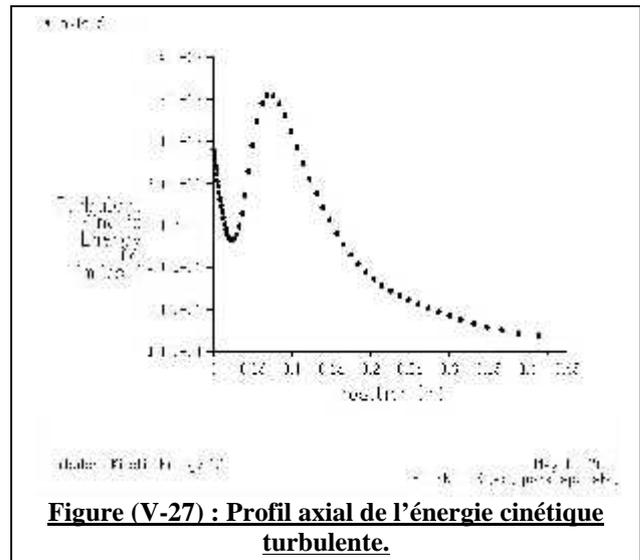
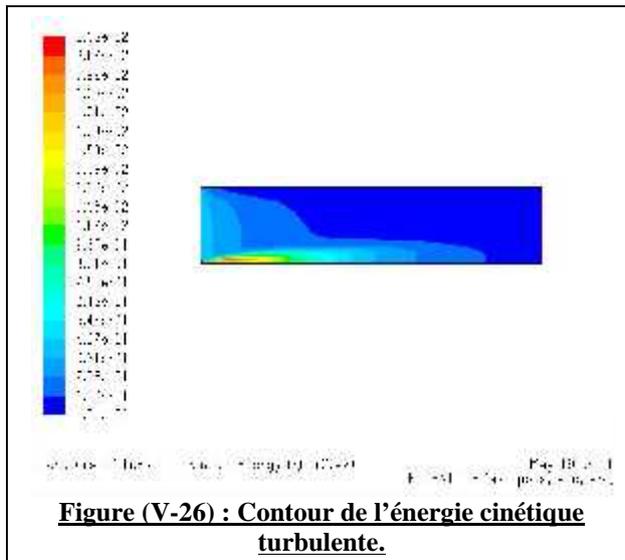
Les profils radiaux en différentes positions dans la chambre, de la composante radiale de la vitesse normalisée par la vitesse d'entrée, sont montrés sur la figure (V.25). Juste à la sortie de la chambre cette composante est nulle sur la partie centrale. En allant vers l'aval, les faibles valeurs de la vitesse deviennent positives. Cela est imposé par le principe de la conservation de masse étant donné que dans le centre de la chambre la vitesse axiale diminue.

La création des zones de recirculation en amont proche de la paroi est due à l'élargissement brusque générant une variation brutale des paramètres (surface, pression), ce qui est présenté au graphe de la figure (V.25) par des valeurs négatives proche de la paroi. Dans ces zones la vitesse prend ces grandes valeurs négatives.

Les grandes valeurs de vitesse sont celles situées dans la zone de la flamme.

(Le CP n'influe pas sur la vitesse radiale).

### V.4.4-Champ turbulent :



D'après la figure (V.26) on constate que le fluide est turbulent à des niveaux différents comme l'indique les fluctuations de turbulence dans le cylindre, car la zone la plus turbulente est la zone qui entoure la zone de combustion.

Le maximum de turbulence est entre [0.025-0.1], la partie de la combustion, d'où la présence de beaucoup d'espèces chimiques, par suite le niveau de la turbulence se dégrade vers la sortie.

Concernant le champ turbulent, figure (V.27), on observe que l'énergie cinétique entame dans un 1<sup>er</sup> temps un régime de décroissance dès la sortie de l'injecteur et le long de l'axe, ce qui laisse penser que la combustion joue un rôle dissipatif. Généralement ce phénomène est appelé « dissipation par dilatation ».

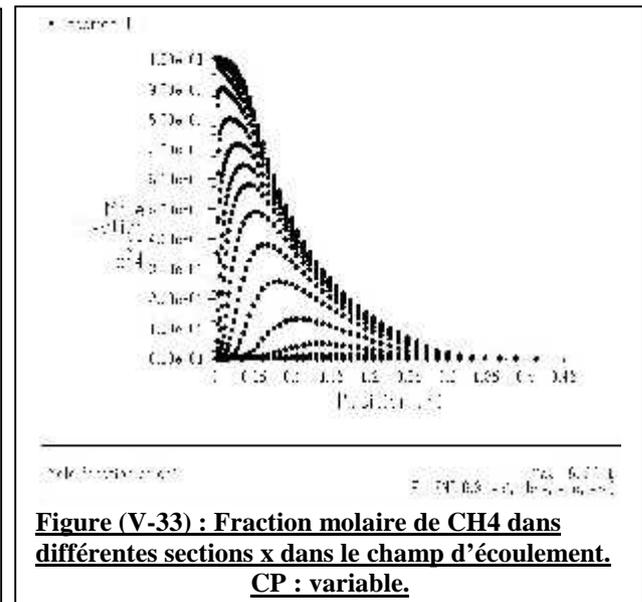
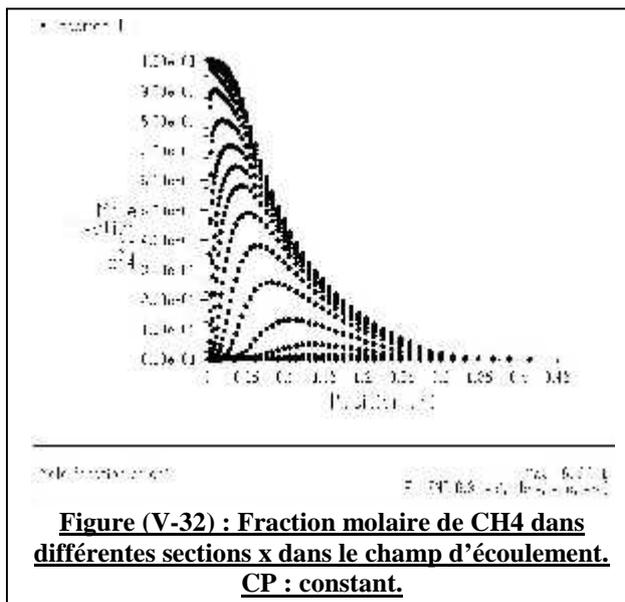
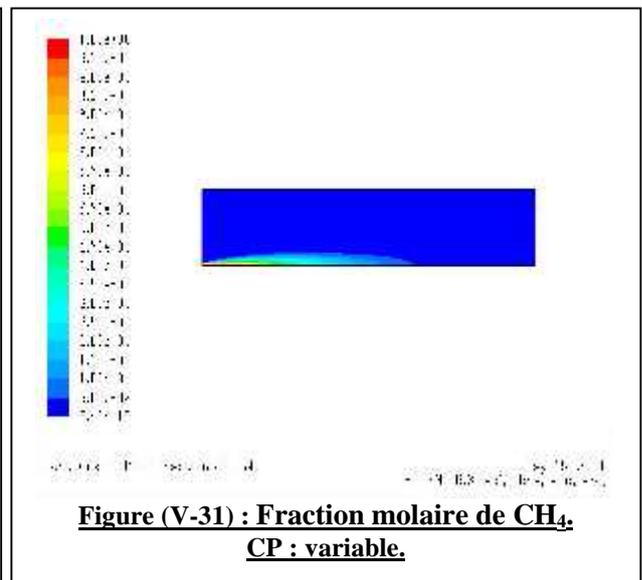
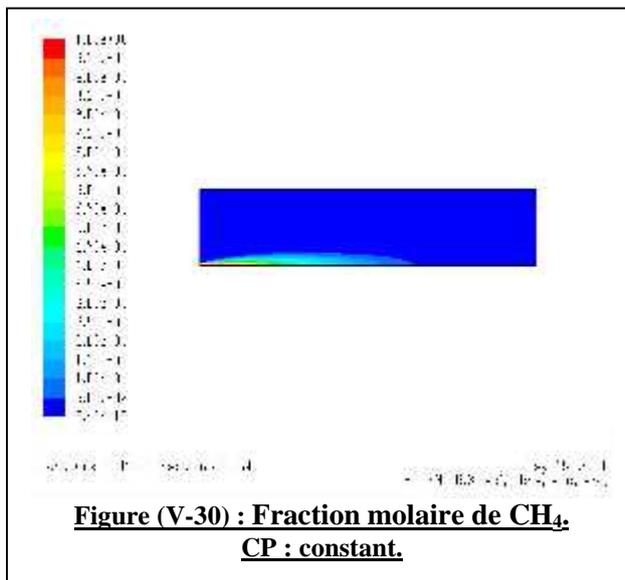
Dans un 2<sup>ème</sup> temps la turbulence sur l'axe est fortement intensifiée, c'est une zone de forte production de turbulence vu les gradients de la vitesse moyenne importants qui y existent.

Les figures (V.28) et (V.29) illustrent l'évolution, le long de l'axe de la chambre, du taux de dissipation de la turbulence et son intensité, respectivement. La similitude entre les comportements de  $k$  et  $\epsilon$  peut s'expliquer par le fait que là où il y a une turbulence intense dans le jet, il y a aussi un taux de dissipation important.

(Le CP n'influe pas sur le champ turbulent).

**V.4.5- Contours des fractions massiques des différentes espèces :**

**V.4.5.1-Evolution du CH<sub>4</sub> :**

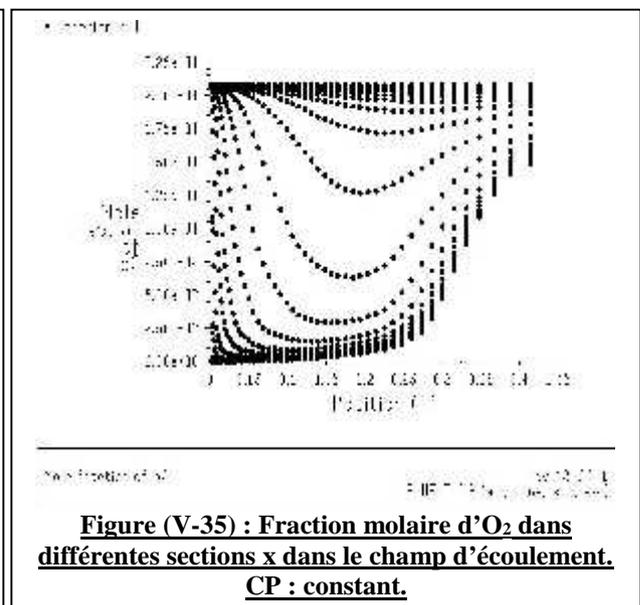
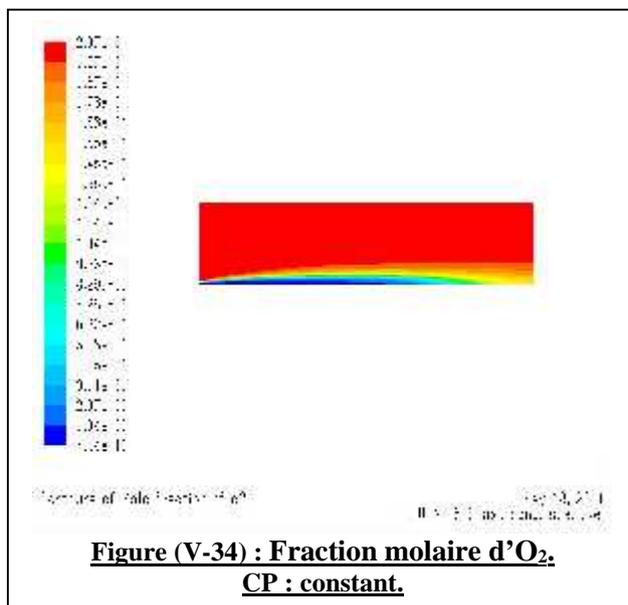


Le champ de la fraction molaire du méthane est représenté sur les figures (V.32) et (V.33) sous forme de profils en différentes positions, normalisée par la fraction molaire du méthane à la sortie du jet. Sur Les figures (V.30) et (V.31), sont représentés, respectivement, sous forme de contour axial.

Les figures (V.30) et (V.31) démontrent l'évolution du  $CH_4$  le long du cylindre en fraction molaire, car sa combustion fut rapidement dès l'injection, à cause de ces caractéristiques chimiques, que le taux de dissociation du  $CH_4$  est rapide et entre [0-0.3] du cylindre. En effet, La fraction molaire diminue progressivement de la valeur initiale pour disparaître complètement à la fin de la zone de réaction et donne naissance à d'autres espèces chimiques.

Sur les figures (V.32) et (V.33), on remarque que la consommation du méthane est complète soit avec CP constant ou avec CP non constant. Montre que la valeur de CP n'influe pas sur la consommation du méthane, donc la quantité d'air fournit est suffisante pour une consommation complète du méthane.

#### V.4.5.2-Evolution d' $O_2$ :



Sur la figure (V.34), on démontre l'évolution du  $O_2$  le long du cylindre en fraction molaire, on démontre que sa consommation demeure encor plus longtemps que celle du  $CH_4$  car après la combustion avec ce dernier, il continue sa combustion avec des produits nouveaux jusqu'à la fin des réactions chimiques secondaires.

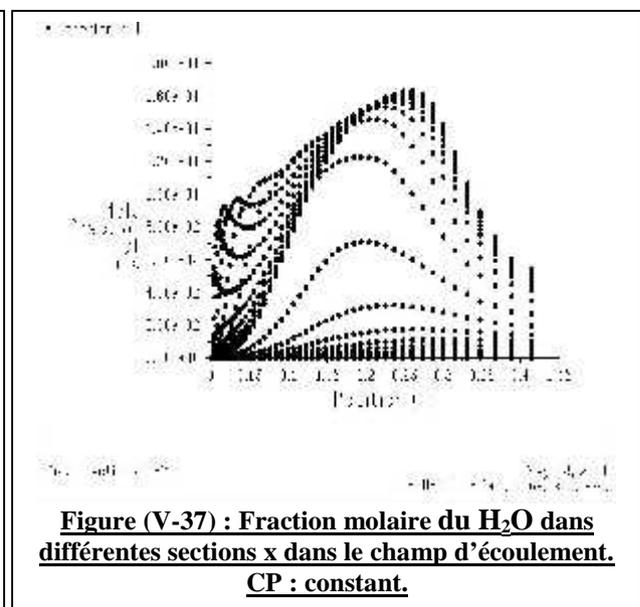
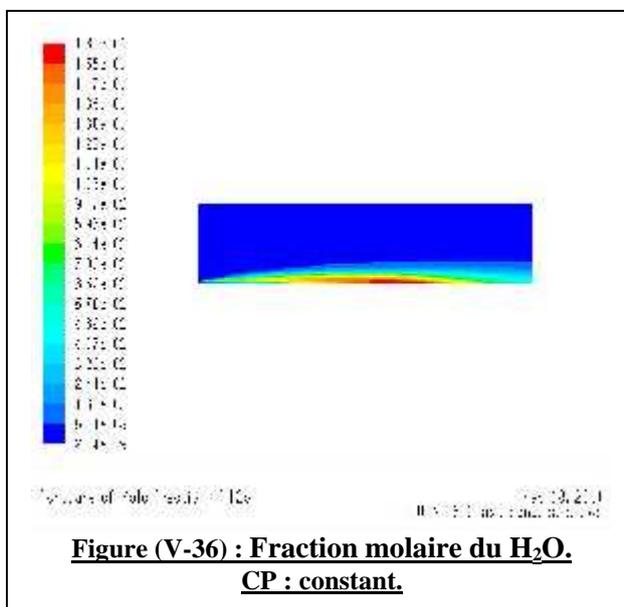
Et d'après la figure (V.35), on montre la combustion du  $O_2$  avec le  $CH_4$  entre [0-0.2], et il subit par suit des réactions de combustion à nouveau, ainsi que des réactions chimiques pour la formation des produits nouveaux, dans un domaine de [0.2-0.414].

On remarque la consommation partielle de l'oxygène (à cause de l'excédant d'air) pour donner l'eau et le dioxyde de carbone.

(Le CP n'influe pas sur la concentration de l' $O_2$ ).

**Parmi les différentes espèces produites, nous avons choisi deux principaux pour avoir un aperçu sur leurs évolutions, il s'agit de  $H_2O$  et du  $CO_2$ .**

### V.4.5.3-Evolution du $H_2O$ :

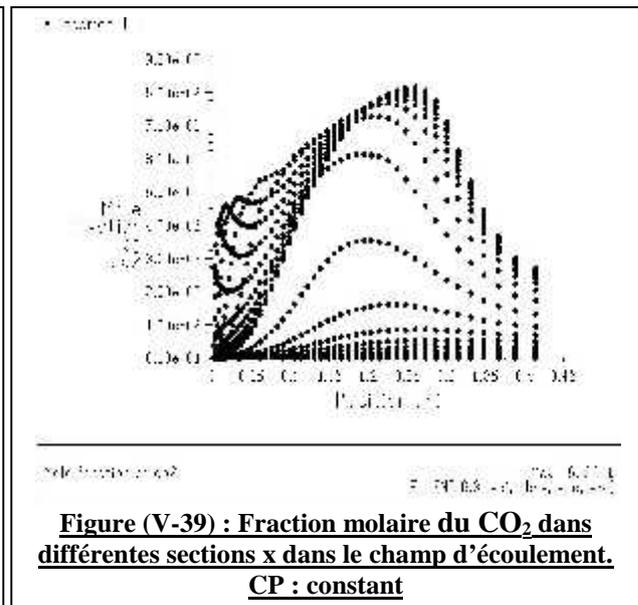
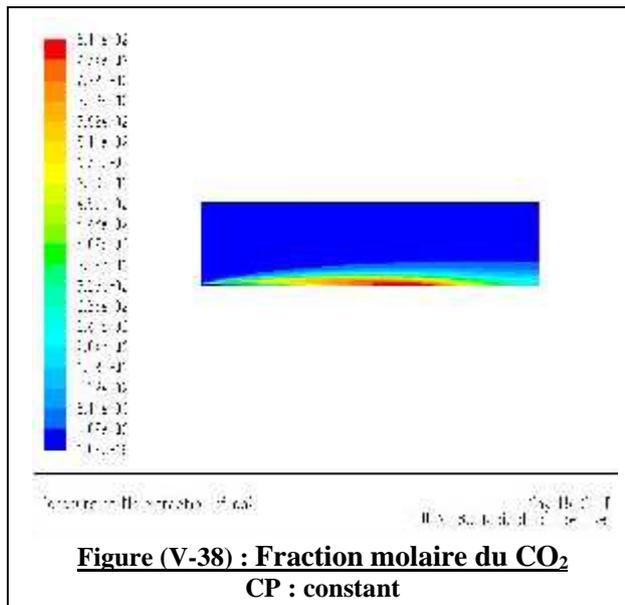


D'après la figure (V.36), on constate que après la formation du  $H_2O$  il subit à nouveau une combustion avec  $O_2$ , peut-être après la dissociation du  $CH_4$  initial, car il continue son évolution jusqu'à la sortie.

Sur la figure (V.37), on distingue que la formation du  $H_2O$  fut en parallèle que la dissociation du  $CH_4$  environ entre [0.02-0.05], par suite une autre réaction de dissociation de l'eau à cause de la haute température entre [0.05-0.275], d'où la combustion de ce dernier se concentre.

(Le CP n'influe pas sur la concentration de l' $H_2O$ ).

### V.4.5.4-Evolution du $CO_2$ :



On constate sur la figure (V. 38) que l'évolution du  $CO_2$  est à peu près similaire à celle de  $H_2O$  jusque que sa combustion soit peu retardé mais toujours au milieu du cylindre.

Comme l'indique la figure (V.39) sa formation est de [0.02-0.05], ainsi que sa dissociation est entre [0.05-0.3].

(Le CP n'influe pas sur la concentration de l' $H_2O$ ).

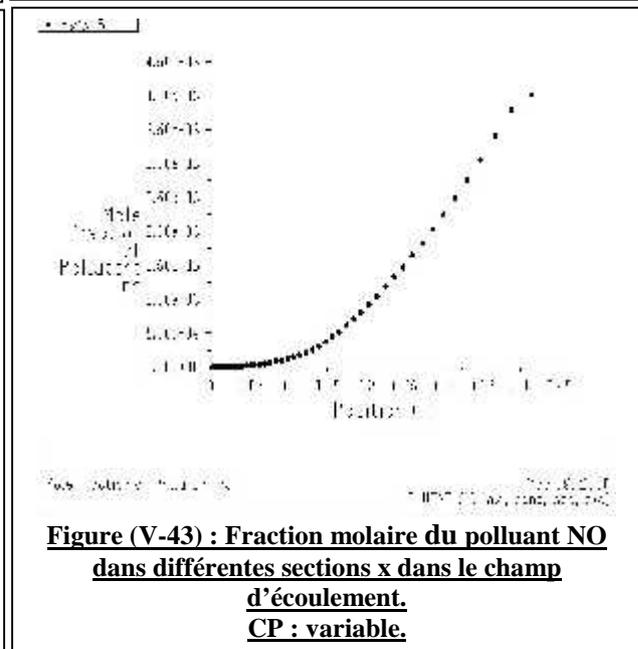
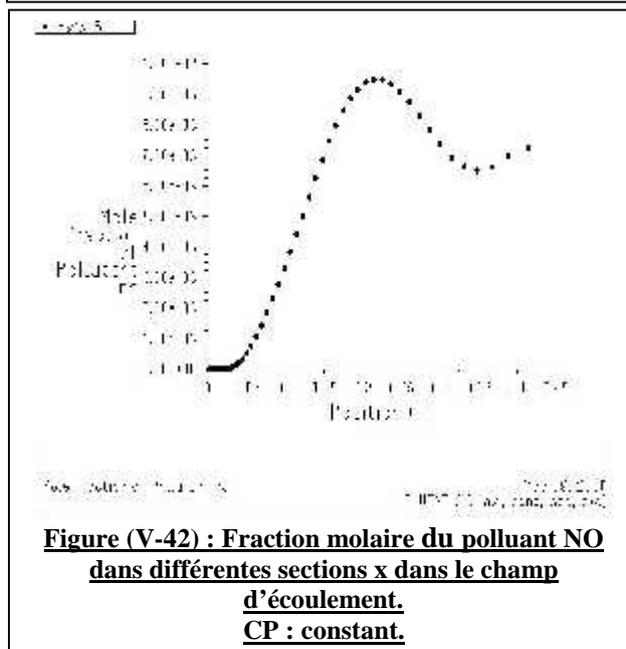
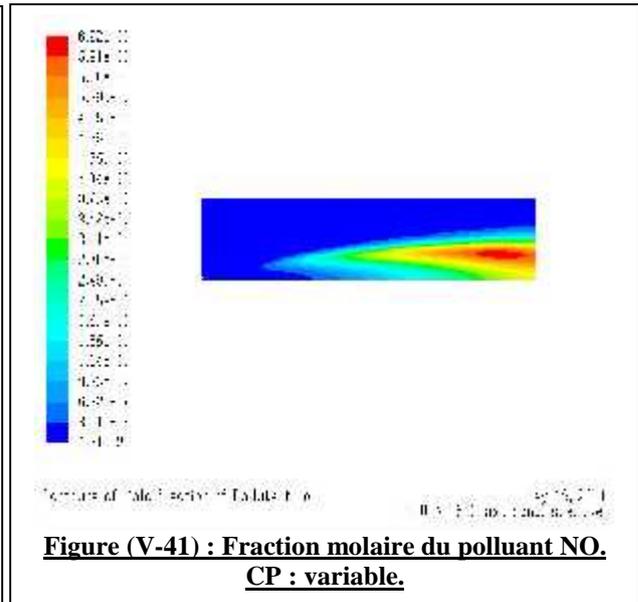
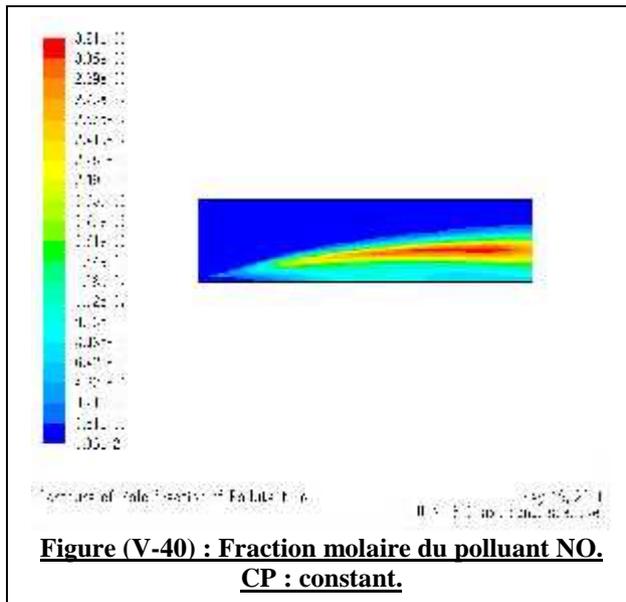
#### **Donc, généralement :**

On remarque la consommation complète du méthane et partielle de l'oxygène (à cause de l'excédant d'air) pou donner l'eau et le dioxyde de carbone.

Les produits de combustion, inexistant dans le mélange, vont progressivement apparaître et augmenter pour atteindre des valeurs maximales dans la zone de réaction.

En aval du front de flamme, la concentration de ces espèces diminue puisqu'elles se mélangent avec l'air environnant.

### V.4.5.5-Evolution du polluant NO :



La concentration maximale du polluant NO est située dans une région de température élevée (où l'oxygène et l'azote sont disponibles).

Il apparait que le CP influe pas sur la concentration du NO tel que dans le cas du CP constant en a une concentration minimale du NO par rapport au CP non constant.

La production du NO commence de prendre une valeur minimale dans le cas où CP constant.



# Conclusion générale



# conclusion

L'étude que nous avons effectué est de simuler l'écoulement des gaz dans la chambre de combustion d'un turboréacteur, ce type d'écoulement est considéré parmi les phénomènes les plus complexes de la mécanique des fluides, connue sous le nom des écoulements turbulents avec des réactions chimiques encore plus confus. C'est pour ça qu'il a fallu faire appelle à des équations plus complexes tel que les équations de Navier-Stokes dans ce domaine.

Dans les applications pratiques, la tendance est d'accroître la vitesse de l'écoulement, ce qui permet d'obtenir une forte quantité de chaleur ou des produits dans le même temps et le même volume, chose qui rend l'écoulement turbulent. Bien que les installations fonctionnent bien dans ces conditions, les méthodes de prévision de celles-ci restent encore insuffisantes.

La modélisation au second ordre n'est pas appliquée à grande échelle pour les écoulements complexes, là où elle trouve toute sa raison d'être, et ceci à cause de la complexité de sa structure mathématique. Cependant, elle apporte une amélioration quant aux résultats, malgré la lourdeur de sa mise en œuvre.

Pour atteindre le but de travail et simplifier notre tache, nous avons proposé une chambre de combustion cylindrique de longueur et largeur bien défini celle d'une chambre de combustion d'un turboréacteur type AI-25TL.

Un mélange initial constitue un ensemble avant la combustion, le  $CH_4$  comme carburant et de  $O_2$  comme comburant. Avec des valeurs de vitesses bien définies.

Cette étude a été basée sur un jet axisymétrique et turbulent, tel qu'on peut rencontrer dans les flammes de diffusion (non-pré-mélangées), en utilisant le modèle k- pour la modélisation de la turbulence, et la simulation semble donner de bons résultats, d'un point de vue phénoménologique, nous avons pu constater les zones suivantes :

- ❖ Zone d'établissement de l'écoulement : correspondante à la région initiale du jet (en sortie de l'injecteur).

Dans cette région, le mélange du jet turbulent commence avec l'air ambiant, l'écoulement étant très influencé par les conditions de sortie de l'injecteur mais au même temps peu influencé par les conditions externes. De plus, les grandeurs au centre du jet (vitesse, température...etc.) conservent leurs valeurs initiales, ce qu'on appelle le cône de potentiel.

- ❖ La zone d'écoulement établi commence lorsque le mélange turbulent atteint le centre du jet et que la vitesse sur l'axe du jet commence par décroître. La dynamique du jet est alors gouvernée par la quantité de mouvement du jet.
- ❖ La troisième région est la région lointaine. Dans cette zone la quantité du mouvement du jet diminue (diminution hyperbolique de la vitesse dans la direction axiale).

On constate aussi que l'énergie cinétique décroît dès la sortie du brûleur. Celle-ci est due à la chaleur, produite par combustion, qui a pour effet de dilater les gaz et donc de réduire l'intensité de la turbulence.

Pour ce qui est de la température nous avons observé une augmentation de cette dernière, signe caractéristique d'une réaction de type combustion.

Les fractions molaires du réactif ( $\text{CH}_4$ ) vont diminuer progressivement dès la sortie du cylindre pour disparaître complètement. Les produits de réaction inexistant dans le mélange initial vont atteindre leurs valeurs maximales dans la zone de réaction.

Les résultats que nous avons obtenus semblent être auprès du réel en tenant compte des conditions de travail et sans faire introduire d'autres facteurs influents sur les différents paramètres tels que la température, pression et vitesse d'écoulement.

Parmi ces facteurs influents, on note l'absence de l'air secondaire qui joue un rôle essentiel pour le refroidissement des gaz dans la chambre de combustion avant d'atteindre la turbine. La forme cylindrique de la chambre ainsi que les parois internes pour conserver la flamme dans la zone de combustion et enfin les différentes espèces chimiques produits par la combustion.

Enfin, le présent travail constitue une étude de base, étape première de l'étude des écoulements turbulents réactifs. Il comporte les principes de base d'une étude future beaucoup plus approfondie, encore plus détaillée et spécialisée.



# BIBLIOGRAPHIE



[1] : Le turboréacteur (théorie) :

G.LEHMANN, P.LEPOURY ; 1<sup>o</sup> édition 1980 ; E.N.A.C.

[2] : Les données techniques du turboréacteur AL-25TL.

[3] : DEBBI MOHAMED ET KACEDALI BILLEL :

‘Elaboration d’un programme de calcul de la température de combustion et la composition Molaire des produits de combustion d’un hydrocarbure  $C_nH_m$  Application à la combustion : Kérosène et Gasoil ‘

Mémoire d’ingénieur, université de Blida, 1996.

[4] : VINCENT ROBIN :

Thèse doctorat : ‘ Contribution à la Modélisation des Ecoulements Turbulents Réactifs Partiellement Prémélangés ‘

Soutenu le 14.12.2007.

[5] : TECHNIQUE DE L’INGENIEURE B-8315 - BE8320 – A1620 – A1610.

[6] : LA FLAMME TURBULENTE PREMELANGEE.

[7] : INSTABILITES HYDRODYNAMIQUES ET INSTABILITES DE COMBUSTION DE FLAMES TURBULENTES PREMELANGEEES.

Thèse doctorat de l’école centrale de Paris (1989).

[8] : CORINE LACOUR :

Thèse doctorat : ‘stabilité de flammes laminaires partiellement prémélangées’ -application aux brûleurs domestiques‘

Soutenu le 2 mai 2006.

[9]:BARRÈRE.M AND WILLIAMS.F.A: Comparison of combustion instabilities found in various types of combustion chambers. 12th symposium (international) on combustion, (pp 169-181) 1968. the combustion institute.

[10]:BERNOULLI D. HYDRODYNAMICA, SIVE DE VIRIBUS ET MOTIBUS FLUIDORUM COMMENTARI.

Academicum. DULSECKER, 1738.

[11] : Euler L. Principes généraux du mouvement des fluides :

Mémoires de l’Académie des Sciences de Berlin, pages 274–315, 1755.

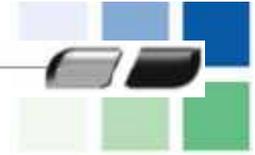
[12] : Navier C.L.M.H. Mémoire sur les lois du mouvement des fluides :

Mémoires de l’Académie des Sciences, pages 389–440, 1822.





# BIBLIOGRAPHIE



[13]: Stokes G.G. On the théories of the internal friction of fluids in motion, and of the equilibrium and motion of elastic solids. Transactions of the Cambridge Philosophical Society, page 287, 1845.

[14]:Riemann G.F.B. Uber die fortpflanzung ebener lafwellen von endlicher schwingungsweite. Gesammelte Werke, 1953.

[15]:Richardson L.F. Weather prediction by numerical process. Cambridge University Press,1922.

[16]:Courant R., Friedrichs K.O., and Lewy H.Uber die partiellen differenzgleichungen der mathematischen physik. Mathematische Annalen,100 :32–74, 1928.

[17]:Thom A. The flow past circular cylinders at low speeds. Proc. Royal Society, A141, 651–666, 1933.

[18]:Kawaguti M. Numerical solution of the ns équations for the flow around a circular cylinder at Reynolds number 40. Journal of Phy. Soc. Japan, 8:747–757, 1953.

[19]:Von Neumann J. and Richtmyer R.D. A method for the numerical calculation of shocks.Journal of Applied Physics, 21 :232–237, 1950.

[20]:Lax P.D. and Richtmyer R.D. Survey of the stability of linear finite difference équations. Communications on Pure and Applied Mathematics, 9 :267–293, 1956.

[21]:Lax P.D. Weak solutions of nonlinear hyperbolic équations and their numerical computation. Communications on Pure and Applied Mathematics, 7:159–193, 1954.

[22]:Lax P.D. and Wendroff B. Systems of conservation laws. Communications on Pure and Applied Mathematics, 13, 217–237, 1960.

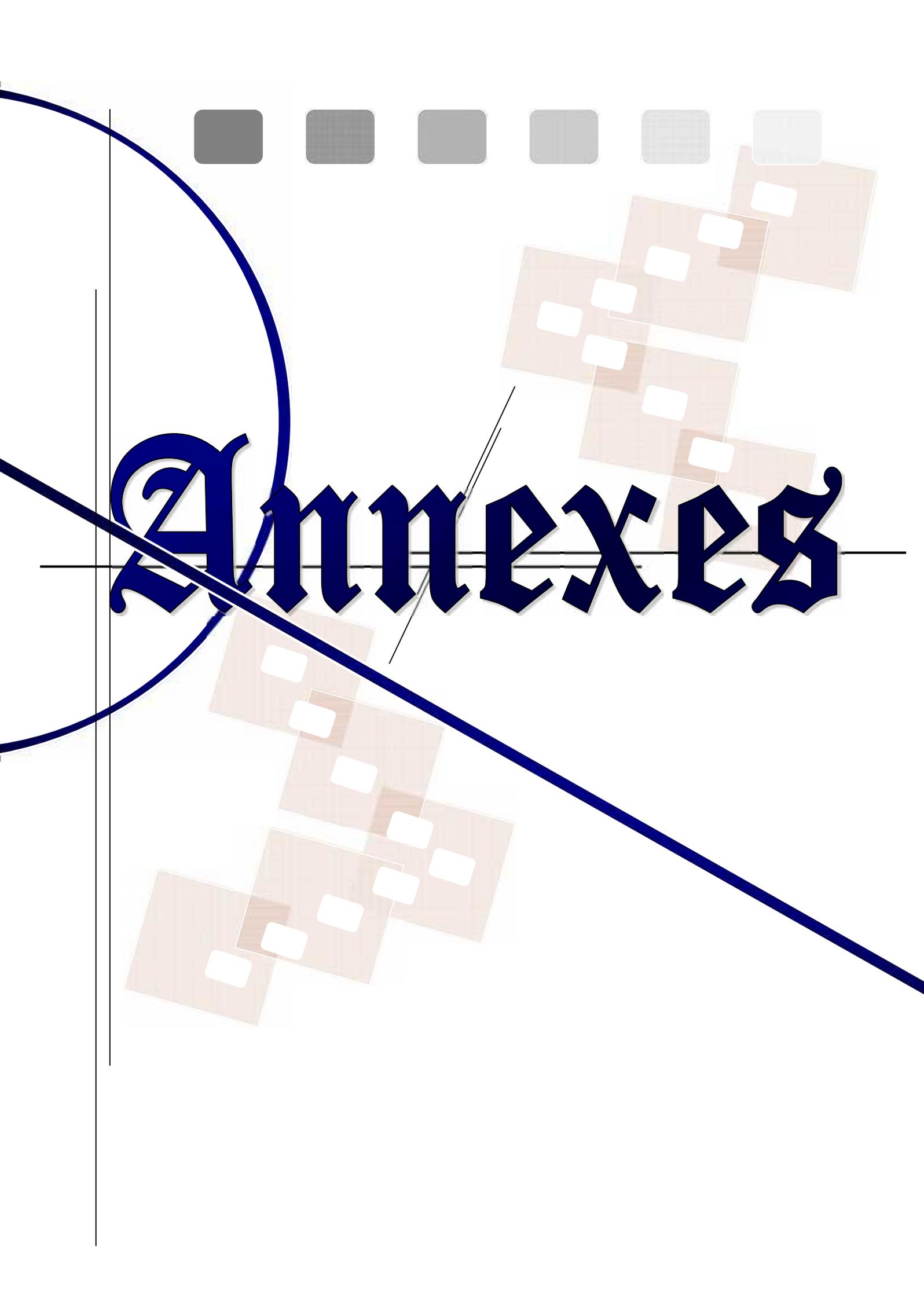
[23]:Lax P.D. Systems of conservation laws and the mathematical theory of shock waves. SIAM, Philadelphia, 1973.

[24]:Schwartz L. Théorie des distributions, tome I. Paris, Hermann, 1951.

[25] :Schwartz L. Théorie des distributions, tome II. Paris, Hermann, 1957.

[26]:Godunov S.K. Finite difference method for the numerical computation of discontinuous solutions of the équations of fluide Dynamics. Matematicheskii Sbornik, 47 :271–306, 1959. Translated form Russian at the CORnell Aeoronautical Laboratory.

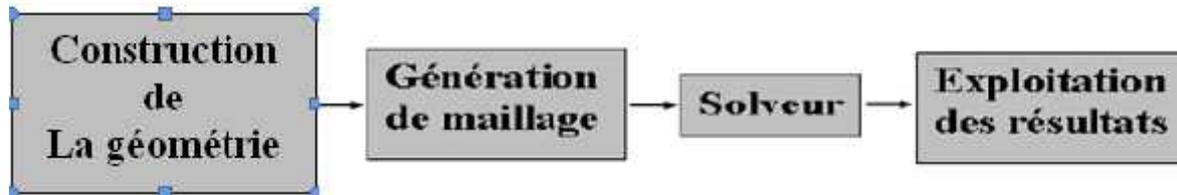




# Annexes

## **1-Démarche de calcul « CFD » (Computational Fluid Dynamics) :**

La méthodologie générale d'un calcul CFD est indiquée dans la **figure (1)** qui consiste en la création des pièces et assemblages, génération du maillage et définition des conditions aux limites, et en fin la résolution avec un solveur.



**Figure (1) : Etapes d'une simulation CFD.**

## **2- CONSTRUCTION DE LA GEOMETRIE PAR LE PREPROCESSEUR « GAMBIT » :**

La géométrie est créée à partir des points, des cotés, des surfaces, des volumes ou d'un groupe de tous ces éléments. On peut effectuer des opérations d'union, d'intersection, de séparation d'effacement de décomposition.

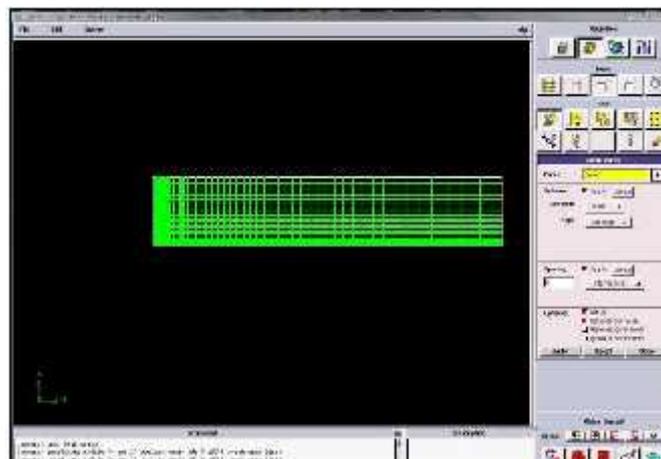
## **3- La généralisation du maillage par « GAMBIT » :**

Au cours de génération du maillage du volume d'étude on passe par des instructions : Création de la géométrie. Le maillage du volume. L'insertion des conditions aux limites sur le volume. La préparation du maillage à l'exporter pour le traité par le code de calcul « FLUENT ».

### **Étape 1 : Maillage du volume :**

Import / IGES —> chambre.igs / accept.

Le volume doit être maillé par le « GAMBIT » par l'utilisation du maillage standard.



**Figure (2) : Le maillage du cylindre.**

### **Étape 2: Les conditions aux limites :**

La déclaration des conditions aux limites est importante pour les définir après au « FLUENT »

### **Étape 3 : Choix de Solutionneur :**

Cette étape est de choisir le code qui doit modéliser et résoudre les équations du système.

Solver —→ FLUENT.

### **Étape 4 : Exporter les mailles et sauvegarder la session :**

1. Exporter un dossier contient le maillage de la chambre de combustion.

File —→ Export —→ Mesh.

2. Sauvegarder la session « GAMBIT », et puis quitter le « GAMBIT ».

File —→ Exit.

## **4-PREPARATION POUR LE CALCUL FLUENT :**

### **Étape 1 : Démarrer le « FLUENT » :**

1. Démarrer la version 2dp de FLUENT.

Fluent offre deux modes de calcul : le mode double précision et le mode simple précision.

Dans le mode double précision les nombres à virgule flottante sont représentés en utilisant 64 bit, alors que le mode simple précision utilise une représentation à 32 bits.

Le revers de cette précision est que le premier mode requiert beaucoup plus de mémoire.

C'est pour ça, en a utilisé le mode simple précision.



**Figure (3) : Le choix du plan et de type de précision.**

### **Étape 2: Maillage :**

1. Lire le fichier de maillage 3D, Nom.msh :

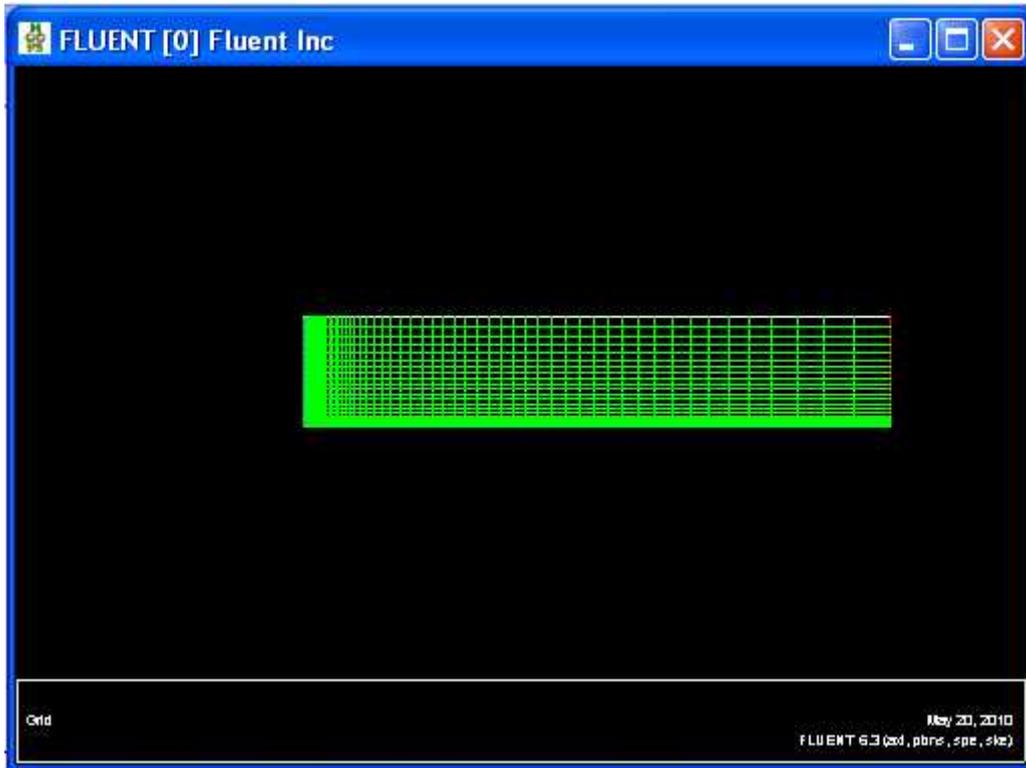
File —→ Read —→ Case.

2. Contrôler le maillage :

Grid —→ Check.

3. Afficher le maillage :

Display → Grid .

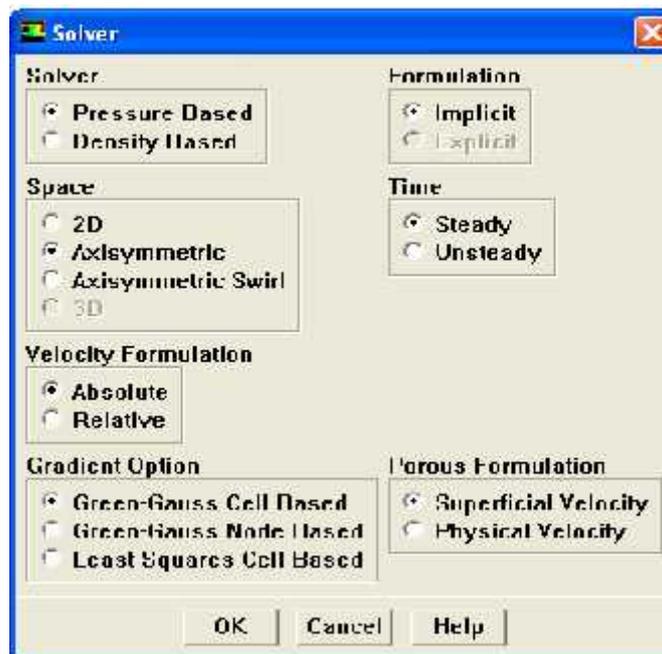


**Figure (4) : Maillage de la chambre de combustion.**

**Étape 3 : Définition du modèle :**

1) Type d'écoulement :

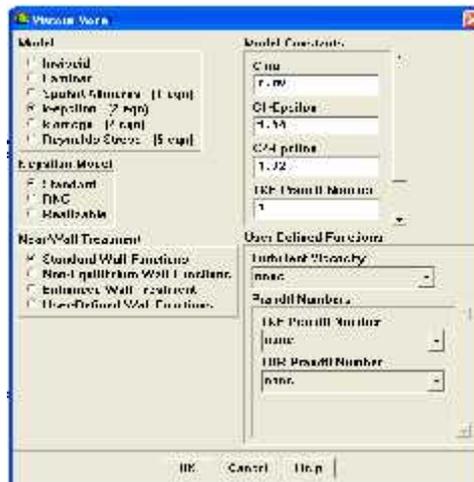
Define → Models → solver.



**Figure (5) : Le choix de type de l'écoulement.**

**2) Modélisation de la turbulence :**

Define → Models → Viscous.

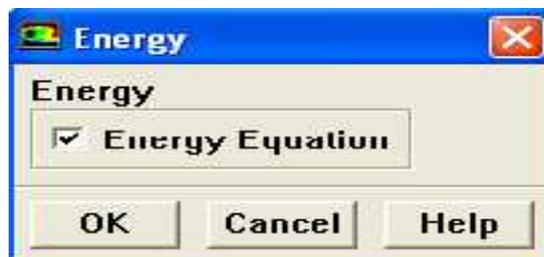


**Figure (6) : Le choix du modèle de turbulence.**

**3) Le transfert de chaleur :**

Mettre en état le transfert de chaleur par l'activation de l'équation d'énergie.

Define → Models → energy.



**Figure (7) : L'équation d'énergie.**

**4) Modélisation de la combustion :**

Define → Models → Species.

Modalisation de la combustion par le modèle EDM (Eddy Dissipation Model)

Ce modèle est basé sur le concept que la réaction chimique est rapide par rapport au procédé de transport dans l'écoulement. Quant les réactifs se mélangent à l'échelle moléculaire, ils forment instantanément les produits. Ce modèle suppose qu'on peut relier directement le taux de réaction au temps nécessaire pour mélanger les réactifs à l'échelle moléculaire. En écoulement turbulents, ce temps est donné par les propriétés des tourbillons, il est proportionnel au temps de mélange défini par l'énergie cinétique de turbulence  $k$  et la dissipation.

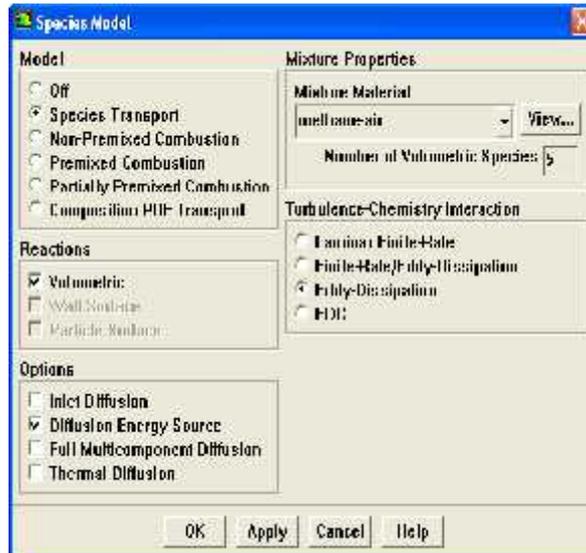


Figure (8) : Le choix du modèle de combustion.

**Étape 4: Matériaux :**

Define → Materials.

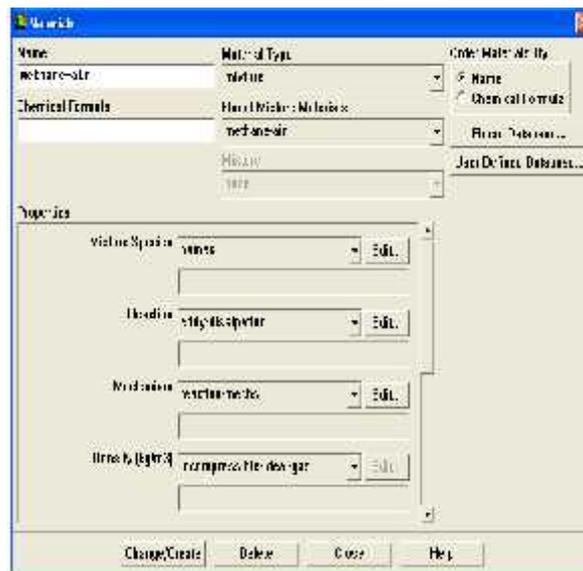


Figure (9) : Le choix du matériau.

**Étape 5 : Les conditions aux limites :**

Define → Boundary Conditions.

a) Plan de symétrie :

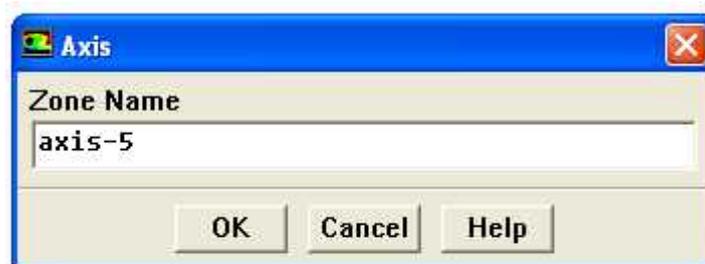
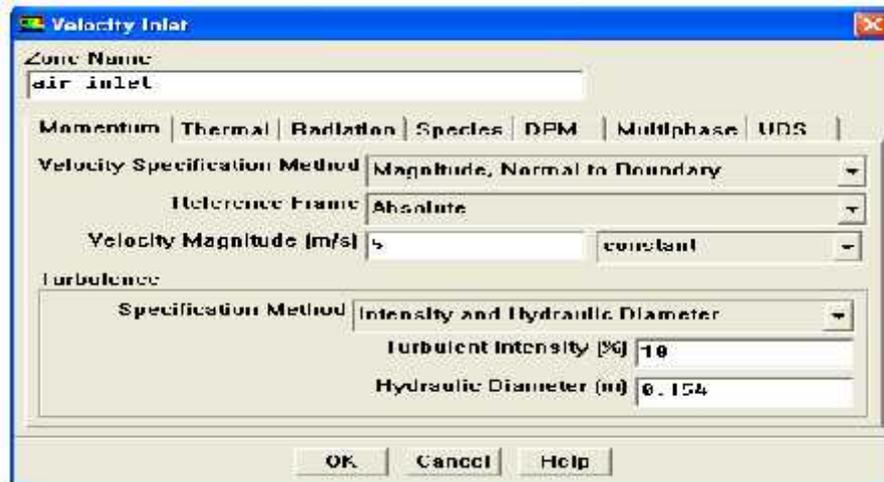


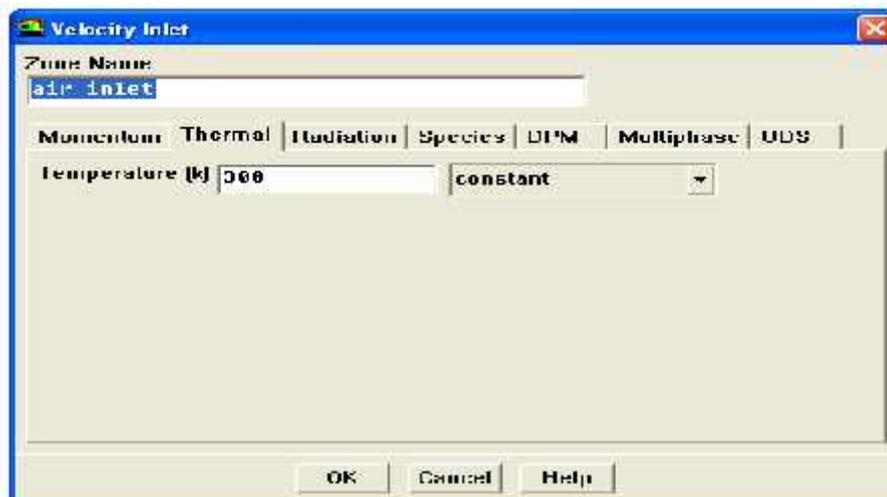
Figure (10) : Définition de l'axe de symétrie.

b) Conditions d'entrée :

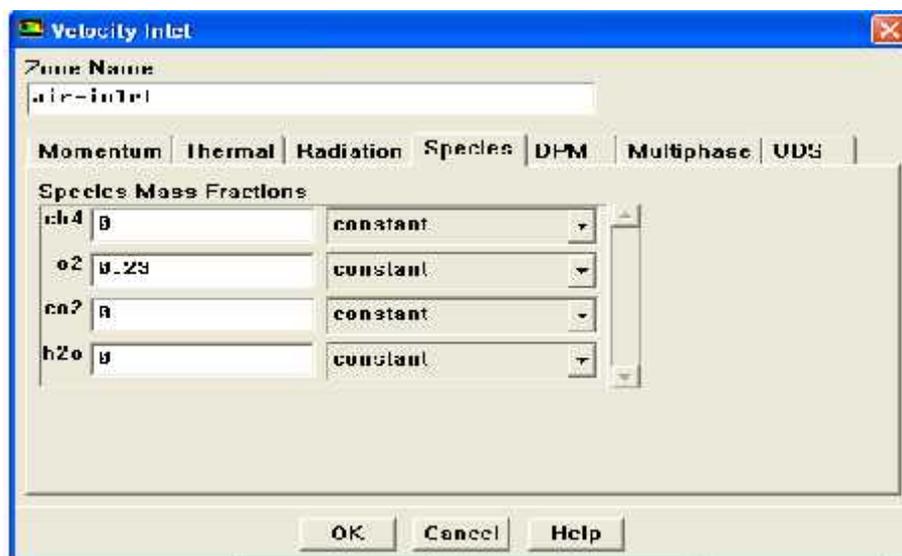
1. Pour l'air :



**Figure (11) : Conditions aux limites d'entrée de la vitesse d'air.**

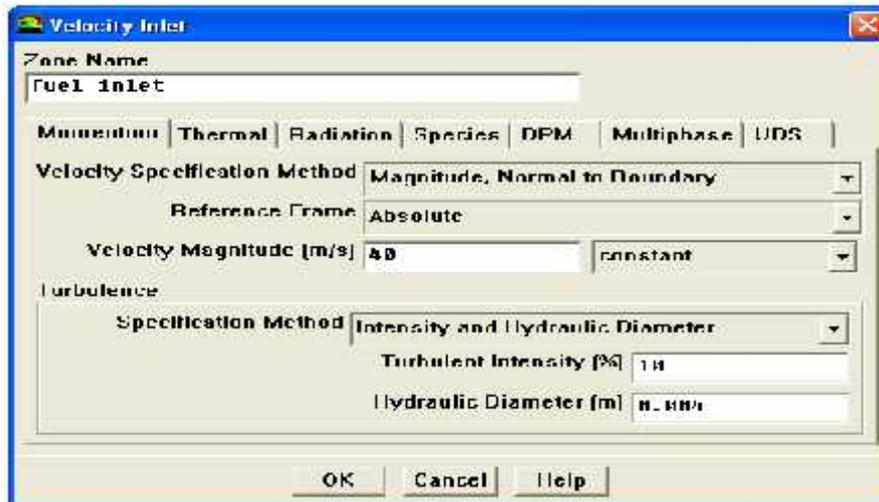


**Figure (12) : Conditions aux limites d'entrée de la température d'air.**



**Figure (13) : Conditions aux limites d'entrée de la fraction massique de l'air.**

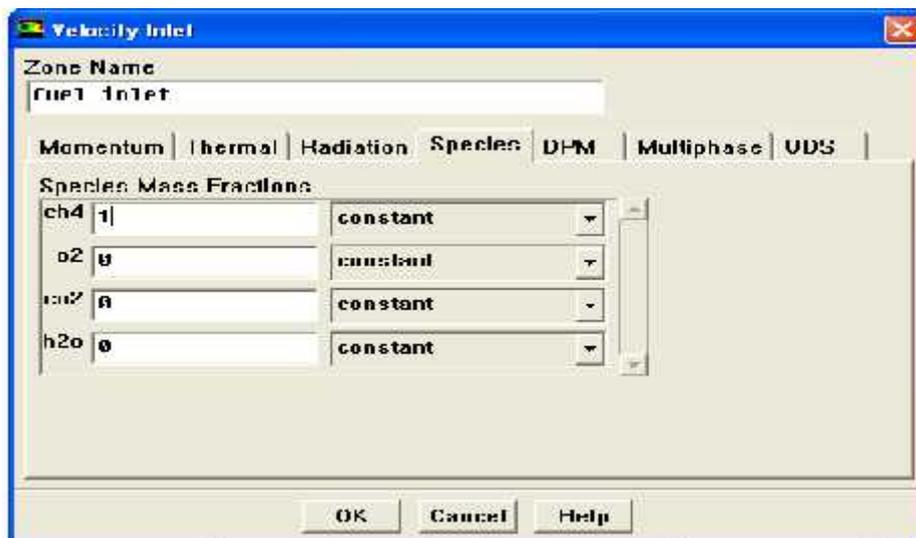
2. Pour le méthane :



**Figure (14) : Conditions aux limites d'entrée de la vitesse du méthane.**



**Figure (15) : Conditions aux limites d'entrée de la température du méthane.**

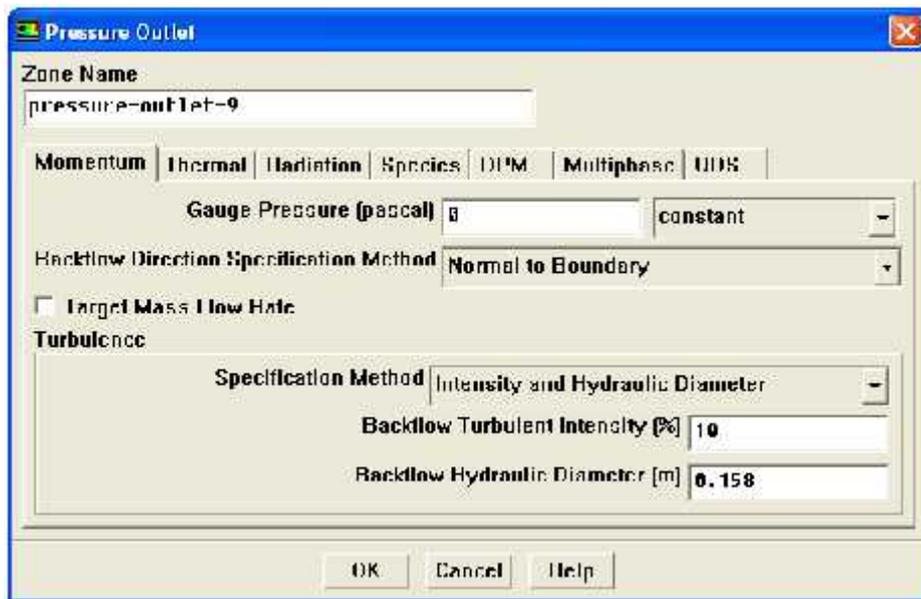


**Figure (16) : Conditions aux limites d'entrée de la fraction massique du méthane.**

## ANNEXES

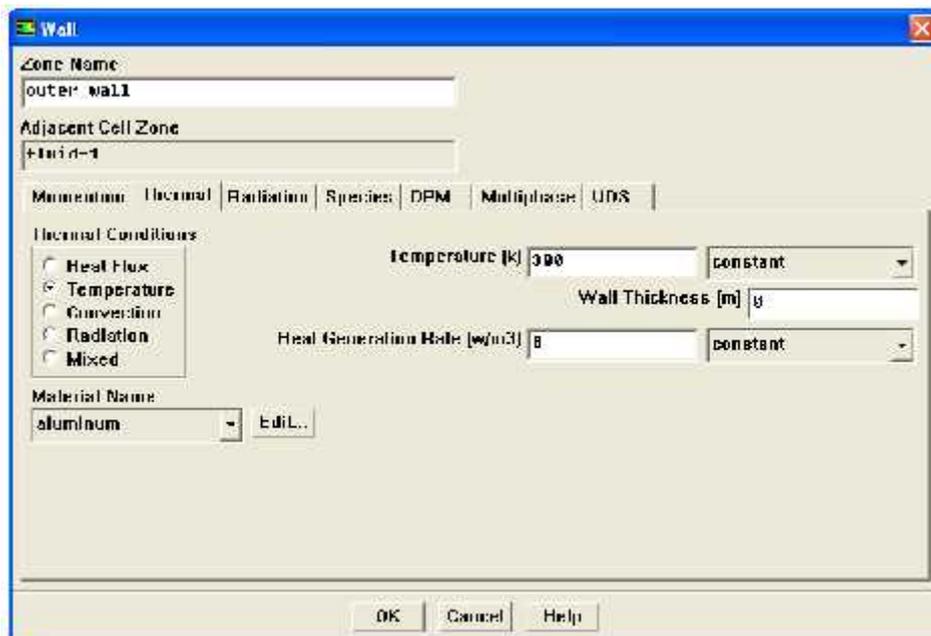
### c) Conditions de sortie :

- la pression de sortie.
- le diamètre hydraulique.
- l'intensité de la turbulence.
- Température d'entrée.
- fraction massique des espèces.



**Figure (17) : Conditions aux limites de sortie des gaz brûlés.**

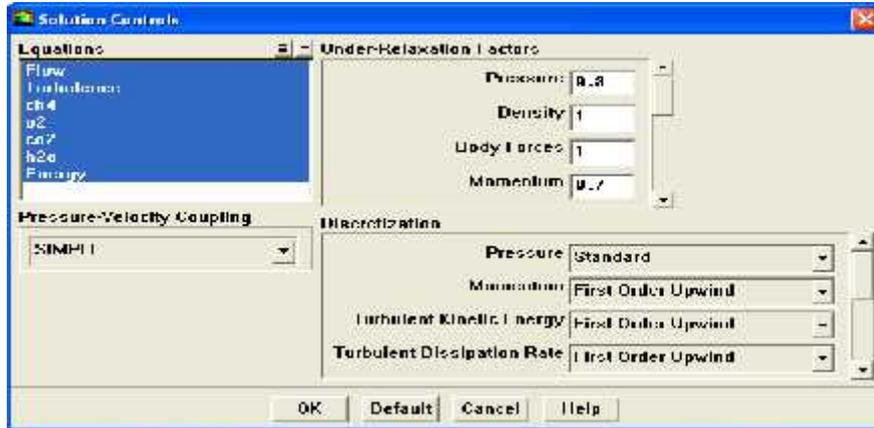
### d) Condition de paroi :



**Figure (18) : Conditions aux limites de la proie.**

**Étape 6: Solution :**

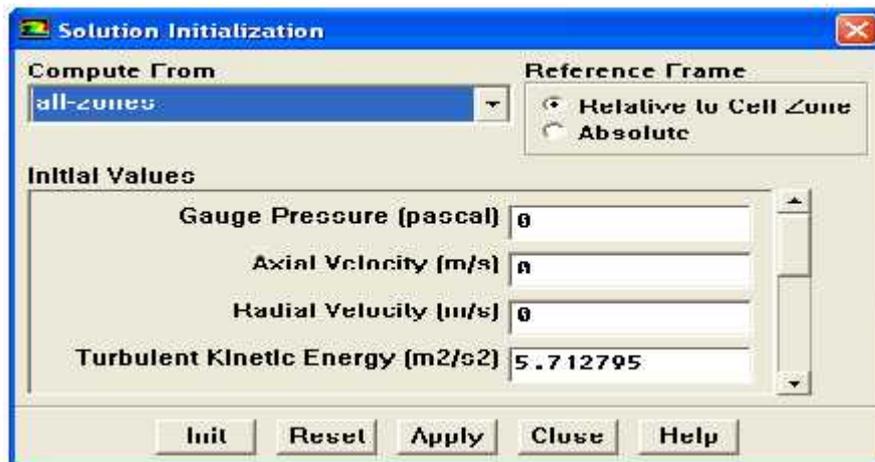
Solve → Controls → Solution.



**Figure (19) : Le choix des schémas de résolution et de relaxation.**

1) Initialiser les calculs utilisés :

Solve → Initialize → Initialize.



**Figure (20) : Initialisation de la solution.**

2) Vérifier les résidus des calculs :

Solve → Monitors → Residual.



**Figure (21) : Critères de convergence.**

3) Sauvegarder le fichier case (Nom.cas) :

File → Write → Case.

4) Commencer les calculs après le choix du nombre des itérations :

Solve → Iterate.



Figure (22) : Lancement de calcul.

5) Sauvegarder le fichier data (Nom.dat) :

File → Write → Data.

6) Vérifier la convergence des résidus des calculs :

Solve → Monitors → Residual.

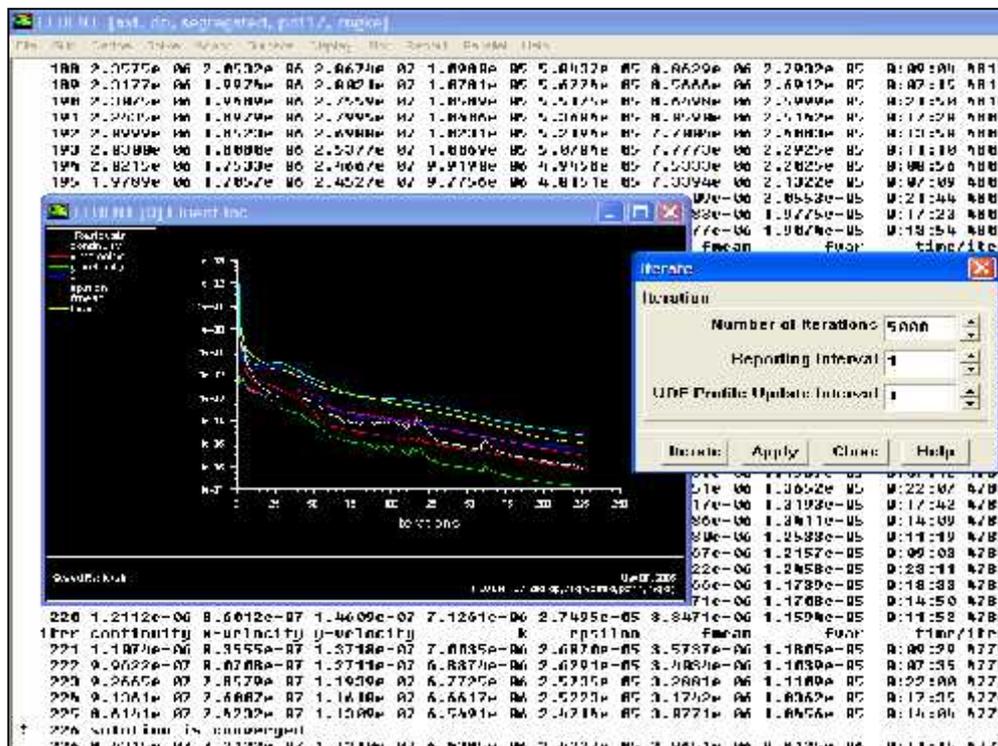


Figure (23) : Vérification de la convergence des résidus des calculs.

Étape 7 : traitement des résultats :

Contours → Display.

(Voir les résultats de calcul dans le chapitre V).