

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique

Mémoire De Fin D'études Pour L'obtention Du Diplôme Des Etudes
Universitaires Appliquées En Aéronautique

Option : Propulsion

Etude thermodynamique d'un hydrocarbure C_nH_m

Avec l'application sur le JT8 D-15

Encadré par : AZZAZEN MOHAMED

Réalisé par : CHAFA MOURAD

Promotion: 2006

73 076/0

Remerciements

Ils vont, tout d'abord, à **ALLAH** qui a insufflé en nous la vie et nous a comblés de ses bienfaits.

Ils vont, en second lieu, à son prophète **MOHAMMAD**- que le salut d' **ALLAH** soit sur lui- qui nous a inculquées l'amour de la science et de la vertu.

Ce travail été effectué sous la direction de Monsieur : **AZZAZEN MOHAMMED**, donc lui tenons à exprimer mon profonde gratitude pour m'avoir proposé ce sujet, encadré et guidé mon travail avec une grande patience. Aussi pour son aide par ces encouragements et conseils, afin d'accomplir les coulisses de ce mémoire.

Ils vont à Mr **ARKAM Mohamed Lamine** pour son aide précieuse.

Nos remerciements vont aussi aux Messieurs :

- Mohammed Belarbi Adel.
- BOUZID HICHEM
- SEDOUKI OUSSAMA



DEDICACES

27

J'offre ce modeste travail avec une grande Fierté à :

♠ *Mes chers et aimables parents qui m'ont soutenus tout le long de mes études.*

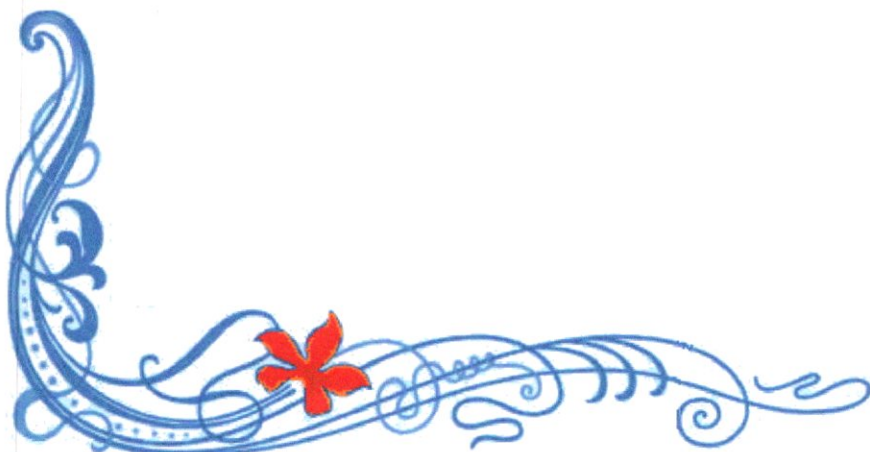
♠ *Tous les professeurs au niveau de l' IAB*

♠ *Tout la famille : Arkam,*

♠ *Tout la famille : MABREK, En Particulier M^{elle} SADOUKI.*

♠ *Mon frère AMINE*

♠ *Mes amis : Khaled, Hassane, Hamoud, Marouan, Mostapha, Ahmed, Hamidouche Kamel et Azedinne, Mohamed, et tous mes amis de département d'aéronautique.*



RESUME

Le but de notre travail est l'étude de l'évolution de la température d'équilibre des gaz brûlé pour un carburant donné (C_nH_m), et l'étude de l'évolution des fraction molaire de chaque constituant des produits, afin de choisir les données ou on a les meilleure condition avec un mélange gazeux non polluant.

ABSTRACT

The purpose of this work is to realise the evolutions study about the temperature of equilibre concerning the burned gaz in order to have the kérozen given by (C_nH_m). Also the study of the moles gaz evolution produced for chosing the data that contains the best conditions with mixed gaz which isn't contaminated.

ملخص

الهدف من هذا العمل هو انجاز دراسة حول تغيرات حرارة التوازن للغازات المحترقة من اجل وقود معطى (C_nH_m) ودراسة تغيرات عدد مولات الغازات المنبعثة من اجل اختيار المعطيات التي تكون فيها احسن الشروط مع خليط غازي غير ملوث.

I- Généralité sur les turboréacteurs :	4
I-1 Définition de la propulsion :	4
Présentation :	4
Principe :	4
I-2 Moteurs à réaction :	5
Turboréacteur	5
Turbofan ou turboréacteur à double flux	6
Turbopropulseur	7
Statoréacteur	7
Pulsoréacteur	8
Propulsion à flux hydraulique	8

II- Présentation et description du réacteur JT8D-15 :	10
II-1 Introduction :	10
II-2 Les éléments constitutifs :	11
II-2-1 Entrée d'air (fig : II-1) :	12
II-2-2 Compresseur axial (fig : II-2) :	14
Partie mobile :	14
Partie fixe :	14
II-2-3 Le diffuseur avant chambre de combustion :	15
II-2-4 La chambre d combustion (fig : II-3) :	16
II-2-5 La Turbine (fig : II-4-5) :	17
Partie fixe (fig : II-6) :	19
Partie mobile (fig : II-7) :	20
II-2-6 Tuyère d'éjection (fig : II-8):	21
II-2-7 Les Roulements (fig : II-9):	22
Le rôle :	22
*Roulement 1 : Ce roulement à galets supporte l'avant du compresseur N1 et permet à ce compresseur de se dilater vers l'avant et reprend les efforts radiaux.	23
*Roulement 2 : Ce roulement à double rangée de billes (Thrust Bearing) supporte l'arrière du compresseur N1 et reprend les effort axiaux qui agissent sur ce dernier.	23
*Roulement 3 : Ce roulement à billes supporte l'avant du compresseur N2 et permet la dilatation vers l'avant de ce dernier et reprend les efforts axiaux.	23
*Roulement 4 : Ce roulement à double rangée de billes supporte l'arrière du compresseur N2 et reprend les efforts axiaux agissant sur ce dernier.	23
*Roulement 4 ^{1/2} : Ce roulement à galets est placé entre les arbres N1et N2 pour empêcher la fixation entre les deux et reprend les efforts radiaux.	23
*Roulement 5 : Ce roulement à galets et placé à l'avant de la turbine haute pression et permet la dilatation vers l'arrière, en reprenant les efforts radiaux, dus aux contraintes de température et les efforts centrifuges.	23

*Roulement 6 : Ce roulement à galets l'arrière de la turbine basse pression et permet la dilatation vers l'arrière, et reprend les efforts radiaux.	23
II-2-8 Les Carters :	24
➤ Le carter d'entrée moteur :	24
➤ Le carter avant du fan :	25
➤ Le carter arrière du fan :	25
➤ Le carter de sortie du fan :	25
➤ Le carter intermédiaire :	25
➤ Le carter fan diffuseur extérieur :	25
➤ Le carter diffuseur :	26
➤ Le carter chambre de combustion :	26
➤ Le carter intérieur de la chambre de combustion :	26
➤ Le carter intérieur de la turbine HP :	26
➤ Le carter intérieur de la turbine BP :	26
➤ Le carter intérieur d'échappement :	26
➤ Le carter extérieur de la turbine :	26
➤ Le carter extérieur d'éjection :	27
II-2-9 Les Stations (fig : II-10):	27
II-2-10 Les Systèmes :	28
II-2-10-1 Système d'allumage (fig : II-11):	28
II-2-10-2 Système de lubrification (fig : II-12):	29
II-2-10-3 Système de démarrage (fig : II-13):	31
II-2-10-4 Système de carburant (fig : II-14):	32
II-2-10-5 Système de freinage (l'inversion de poussée) :	33
II-2-10-6 Système de dégivrage (fig : II-15):	34
II-2-10-7 Système de soutirage d'air :	36
*Soutirage d'air externe :	36
*Soutirage d'air interne :	36
II-2-10-8 Système anti-pompage (fig : II-16):	36
II-2-10-9 Système d'indication (fig : II-17):	38
II-3 Le fonctionnement de réacteur JT8D-15 :	39
II-4 Les caractéristiques du réacteur JT8D-15 :	41

CHAPITRE III

Etude de la combustion

INTRODUCTION :	42
III- a/Les types de chambre de combustion :	42
III-1/ Le But de la chambre de combustion :	42
III-2/ Description :	42
III-2-a/ Chambre individuelles :	44
III-2-b/ Chambre annulaire (figure III-21) :	46
III-2-c/Chambre Turbo- annulaire (figure III-22):	49
III- b/ Les différents types de combustibles :	51
III-b-1/Définition :	51
A/ combustible gazeux :	51
B/ combustibles solides :	51
C/combustibles liquides :	52

III-C/ Etude thermodynamique de la combustion :	53
III-C-1 Généralité :	53
A/Système :	53
b -Température :	54
c- Quantité de chaleur :	54
III-C-2/ Energie interne :	54
III-C3/ Expression générale du premier principe :	55
III-C-4/ Transformation réversible :	55
III-C-5/Transformation irréversible :	56
III-C-6/ Expression de premier principe pour un système ferme :	56
➤ Principe de l'équivalence :	56
➤ Principe de l'état initial et de l'état final :	57
III-C-7/ Enthalpie :	57
III-C-8/ Enthalpie de formation :	58
III-C-9/ L'enthalpie libre :	61
III-C-10/ Expression de l'entropie :	63
A/ Entropie en fonction des variable T et V :	63
B/Entropie en fonction des variables T et P :	64
C/ entropie en fonction des variation V et P :	65
III-D/Définition de la combustion :	65
III-D-1/ La description des réactions par les équations chimiques :	66
A/ les conventions d'écriture des réactions chimiques :	66
B/ L'équilibration des équations, y compris les équations d'oxydoréduction :	67
➤ L'équilibration des masses : le nombre de chaque type d'atome des deux cotés de l'équation doit être égal ;	67
➤ L'équilibration des charges : la charge nette des deux cotes de l'équation doit être égale.	67
III-D-2/Réaction complète et réaction incomplète :	68
A/ Pas d'évolution :	68
B/ évolution :	68
C/évolution jusqu'à disparition d'une ou plusieurs substances réagissantes.	69
III-D-3/ La vitesse de réaction :	70
III-D-4/ La loi d'action de masse et la constante d'équilibre :	71
III-D-4-a/ La loi d'action de masse :	71
III-D-4-b / La constante d'équilibre :	72
III-D-5/ la constante d'équilibre et ΔG :	73

Liste des figures

Fig.N=°	Nom de la figure	page
1	Entrée d'air	13
2	Compresseur axial	15
3	La chambre d combustion	17
4	La Turbine haute pression	18
5	La Turbine bassa pression	19
6	Stator turbine	20
7	Rotor turbine	21
8	Tuyère d'éjection	22
9	Les Roulements	24
10	Les Stations	28
11	Système d'allumage	29
12	Système de lubrification	30
13	Système de démarrage	31
14	Système de carburant	33
15	Système de dégivrage	35
16	Système anti-pompage	37
17	Système d'indication	39
18	chambre de combustion	43
19	Chambre individuelle (coup transversale)	45
20	Chambre individuelle	46
21	Chambre annulaire	48
22	Chambre Turbo- annulaire	50
23	Système	53

INTRODUCTION

INTRODUCTION

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion ou est injecté le combustible liquide finement pulvérisé sous pression lorsque le régime moteur est maintenu constant, le taux de compression ne varie pas le mélange (air-carburant) s'effectuant au niveau de l'injecteur. Ce mélange est enflammé pour le démarrage. La combustion s'effectue en deux phases essentielles :

1^{ère} phase : Afin d'obtenir une combustion complète, le combustible est mélangé à l'air avec un dosage théorique de 1/15. L'air alimentant en Oxygène, la combustion est appelée << AIR PRIMAIRE >> et traverse les aubages de turbulence. Avec en tel dosage, la température s'élève aux environs de 1800°C à 2000°C à l'extrémité de la flamme. La turbine et les matériaux constituant la chambre de combustion ne résisterait pas longtemps, on est donc amené à refroidir.

2^{ème} 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 >>.

Savoir que la température de fin de combustion par laquelle le matériau soit résistant et pour laquelle la combustion produit un mélange gazeux non polluant, est le but de cette étude, qui sert à déterminer la température d'équilibre par la méthode dite des << ENTHALPIES TOTALES >> et la composition des gaz brûlés en utilisant un programme de calcul en langage << FORTRAN >>, cherchant la température pour laquelle l'équilibre (enthalpie du propergol =

INTRODUCTION

enthalpie des gaz brûlés) avec des interaction utilisant la méthode de << DICHOTOMIE >> en suit, en utilisant cette valeur de température pour déterminer les fraction molaires de chaque constituant des produits de la composition, en fonction de la richesse.

CHAPITRE I

Généralité sur les turboréacteurs

I- Généralité sur les turboréacteurs :

I-1 Définition de la propulsion :

Présentation :

propulsion à réaction, mise en mouvement d'un système provoquée par une force de poussée, créée par réaction à l'expulsion vers l'arrière d'un flux gazeux ou liquide à vitesse élevée.

Principe :

Le mouvement d'un ballon montant sous l'effet de l'expulsion soudaine de l'air est un exemple simple de propulsion à réaction. Dès l'expulsion de l'air, il se crée une dépression entre l'extrémité ouverte du ballon et l'extrémité opposée, ce qui propulse le ballon.

Les dispositifs de propulsion à réaction sont principalement utilisés dans les avions ultrarapides, les avions conçus pour les altitudes élevées, les missiles et les vaisseaux spatiaux (exploration de l'espace). La source d'énergie est un combustible hautement énergétique, brûlé sous pressions élevées pour produire un grand volume de gaz et obtenir ainsi une vitesse d'échappement importante. Pour la combustion, l'oxydant peut être l'oxygène de l'air, injecté dans le moteur puis comprimé ; le véhicule peut aussi avoir des réserves de carburant, de sorte que le moteur est autonome. Parmi les moteurs qui utilisent l'air, on peut citer les turboréacteurs, les turbofans , les turbopropulseurs, les statoréacteurs et les pulsoréacteurs (voir plus bas). Les moteurs non atmosphériques sont en général appelés moteurs-fusées.

Le moteur à turbine à gaz commencement appelé moteur à réaction ou Turboréacteur, est un moteur à combustion interne qui produit de l'énergie (fournit de la puissance) par l'oxydation commandée du carburant.

Dans le turboréacteur ,comme dans le moteur à piston (automobile), l'air est comprimé puis mélangé avec le carburant ; le mélange est en suite brûlé la quantité de chaleur produit une expansion des gaz utilisé pour fournir du travail .

I-2 Moteurs à réaction :

Les moteurs employés en aéronautique utilisent une grande masse d'air. Celui-ci est d'abord comprimé, puis oxyde le combustible, et est finalement dilaté à travers une buse afin d'expulser le fluide à vitesse élevée.

Turboréacteur

Parmi les moteurs qui fonctionnent dans l'air, les turboréacteurs sont les plus utilisés. Après l'admission de l'air dans le moteur, un ou plusieurs compresseurs, axiaux ou centrifuges, augmentent la pression de l'air, puis ce dernier pénètre dans la chambre de combustion, où il est mélangé avec le combustible vaporisé et ensuite brûlé. L'énergie nécessaire au fonctionnement du compresseur est fournie par une turbine placée entre la chambre de combustion et la tuyère.

En sortant de la chambre de combustion, les gaz atteignent les aubes d'une ou de plusieurs turbines et sont alors ralentis. Ils sont ensuite détendus essentiellement dans la tuyère terminale, ce qui engendre une poussée propulsant l'avion.

La température à l'entrée de la turbine limite actuellement les performances d'un turboréacteur. En effet, elle ne doit pas excéder 1 100 °C en raison des caractéristiques thermiques des matériaux. Pour réduire cette température, seule une partie de l'air comprimé est brûlé. Le volume d'air est donc fractionné à l'entrée de la chambre de combustion. Une partie de l'air est mélangée avec le combustible et enflammée ; le reste est utilisé pour refroidir la turbine.

Un moteur de turboréacteur à l'arrêt ne peut pas démarrer directement ; il doit d'abord être lancé par un moteur de démarrage externe. Le combustible est alors enflammé par une bougie chauffée. Une fois que le moteur est en marche, la combustion peut avoir lieu sans l'aide de bougies à étincelles.

Lorsque la température de l'air ambiant augmente, la densité de l'air chaud, et donc le flux massique dans le moteur, diminuent. La poussée fournie par le réacteur décroît alors. Dans les périodes chaudes, la poussée au décollage peut être augmentée en injectant de l'eau à l'entrée du compresseur, ce qui permet de refroidir l'air par évaporation de l'eau.

Dans les moteurs militaires, des vitesses ou poussées plus importantes pour le décollage et l'ascension peuvent être atteintes par postcombustion, à l'aide d'un second brûleur installé entre la turbine et la tuyère. Lors de la postcombustion, une quantité supplémentaire de combustible est ajoutée au flux d'échappement pour brûler l'oxygène qui n'a pas été utilisé dans la chambre de combustion. Ce procédé augmente à la fois le volume d'air et la vitesse du flux. La postcombustion a toutefois un faible rendement, ce qui restreint son utilisation à des situations qui nécessitent une brusque accélération.

Turbofan ou turboréacteur à double flux

Le réacteur à turbofan est une version améliorée du turboréacteur. Seule une partie de l'air qui pénètre dans le moteur est comprimée et ensuite détournée vers une enveloppe extérieure. Cet air est ensuite mélangé avec les gaz très chauds sortant de la turbine, avant d'atteindre la tuyère. Un turbofan a une plus grande poussée pour le décollage et l'ascension, et une efficacité accrue ; la dérivation refroidit le moteur et diminue son niveau sonore.

Dans certains de ces réacteurs, l'air dérivé n'est pas réintégré dans le réacteur, mais est directement expulsé. Dans ce type de moteur, seul un sixième de l'air utilisé passe dans le réacteur ; les cinq sixièmes restants sont comprimés uniquement dans le premier compresseur avant d'être expulsés.

Des vitesses différentes de rotation sont requises pour les parties du réacteur à haute et à basse pression. On obtient cette différence en utilisant deux combinaisons séparées turbine - compresseur, qui fonctionnent avec deux poussées concentriques. Deux étages de turbine à haute pression commandent les onze sections de compresseur à haute pression montée sur l'arbre extérieur. Quatre étages de turbine fournissent l'énergie pour le ventilateur.

La recherche actuelle sur les turboréacteurs à simple et à double flux est consacrée pour une grande part à l'application plus efficace des compresseurs et des turbines, à l'invention de systèmes spécifiques de refroidissement à aubes qui permettraient des températures plus élevées à l'entrée de la turbine, et à la réduction du bruit du réacteur.

Turbopropulseur

Il a globalement la même constitution que le turboréacteur et l'air y subit peu près le même cycle thermodynamique. Le turbopropulseur utilise cependant une hélice pour fournir l'énergie de propulsion. Environ 90 p. 100 de l'énergie des gaz détendus est absorbée dans la partie de la turbine à gaz qui commande l'hélice ; 10 p. 100 sont utilisés pour accélérer le flux d'éjection. Ce dernier contribue donc seulement pour une petite partie à la poussée globale de propulsion. Les turbopropulseurs sont efficaces pour les avions de petite taille et de taille moyenne qui volent à des vitesses inférieures à 750 km/h. Ces réacteurs ne peuvent toutefois pas rivaliser avec les turboréacteurs à simple ou à double flux pour les grands avions et pour les vitesses supérieures

Statoréacteur

Conçu en 1911 par le Français R. Lorin, puis perfectionné ultérieurement, c'est le plus simple moteur à réaction. L'air qui arrive à l'entrée du réacteur est comprimé par la propre vitesse de l'avion qui utilise le statoréacteur. Le moteur contient des couronnes d'injection qui reçoivent le carburant. Ce dernier est calciné en présence de l'air comprimé. Les gaz émis par cette combustion sont éjectés du moteur par une tuyère, ce qui assure la propulsion de l'engin.

Les statoréacteurs peuvent fonctionner à des vitesses supérieures à 320 km/h. Cependant, pour des applications militaires, ils conviennent seulement à des vitesses très élevées ou supersoniques : ils ont alors un rendement appréciable. Le statoréacteur peut également fournir des poussées nettement supérieures à celles des turboréacteurs classiques. Comme le fonctionnement du statoréacteur dépend de la compression de l'air à l'entrée du moteur, il est cependant nécessaire d'augmenter au préalable la vitesse de l'engin avant la statoréaction. Le missile français ASMP utilise un statoréacteur.

Pulsoréacteur

Un pulsoréacteur est semblable à un statoréacteur. Le pulsoréacteur est cependant équipé d'une série de clapets, situés à l'avant de la chambre de combustion. Dans un pulsoréacteur, la combustion est intermittente, ou à impulsions, et non continue. L'air est admis dans le moteur par quelques clapets. La combustion est amorcée, ce qui augmente la pression et provoque la fermeture des clapets. Les gaz chauds sont expulsés par la tuyère arrière, produisent une poussée et abaissent la pression. Les clapets s'ouvrent alors et admettent à nouveau de l'air. Le cycle est ensuite réitéré. Le pulsoréacteur a été utilisé dans le missile allemand V1 pendant la Seconde Guerre mondiale. Actuellement, les moteurs-fusées et les turboréacteurs, plus efficaces, ont supplanté le pulsoréacteur.

Propulsion à flux hydraulique

Les appareils à propulsion à flux ne se limitent pas à l'utilisation du gaz ; des liquides tels que l'eau peuvent aussi être utilisés. Un exemple simple d'appareil à flux liquide qui fonctionne sur le principe de réaction est le système rotatif d'arrosage de pelouse.

Dès les années 1920, des ingénieurs suédois et britanniques ont effectué des essais pour développer la propulsion par flux hydraulique sur les navires. Dans un tel système, l'eau entre à l'extrémité avant du bateau, s'écoule dans des pompes à haute pression et est ensuite éjectée à l'arrière par une ou

plusieurs tuyères qui produisent des flux d'eau à grande vitesse. Des pompes très efficaces et de grandes vitesses sont requises pour obtenir des flux hydrauliques compétitifs avec les autres moyens de propulsion des navires. Bien que la propulsion par flux d'eau ne se soit pas révélée efficace pour de grands bateaux, elle est actuellement employée pour certains bateaux à petite vitesse et pour la navigation de plaisance.

CHAPITRE II

Présentation et description
du réacteur JT8D-15

II- Présentation et description du réacteur JT8D-15 :

II-1 Introduction :

La construction des réacteur de type **JT8D** du constructeur **PRATT** et **WHITNEY** remonte aux années Cinquante, mais le premier vol effectué avec ces moteurs n'a lieu qu'en **1963**.

Nous pouvons citer **04** types, que possède la compagnie **AIR ALGERIE** :

- JT8D-9**
- JT8D-15**
- JT8D-17**
- JT8D-17A**

Ces réacteurs sont montés sur le **Boeing 727-737**, ils sont suspendus en dessous des ailes pour les **B737** seulement, et entourés de capots rabattables.

Des types qu'on a cités précédemment, le **JT8D-15** est le moteur concerné par cette étude.

Le turboréacteur **JT8D-15** a été construit au début des années **70**, il n'a pas cessé d'être amélioré jusqu'à ce jour, il est de type double flux, double corps, une seule tuyère d'éjection, un faible taux de dilution $\lambda = 1$, et il a une importante durée de vie, donc assez économique, il est sans conteste le plus avionné en ce qui concerne les avions **AIR ALGERIE**.



II-2 Les éléments constitutifs :

Le **JT8D-15** est composé essentiellement de :

- Entrée d'air.
- Compresseur axial.
- Le diffuseur avant chambre de combustion.
- Chambre de combustion.
- La Turbine.
- Tuyère d'éjection.
- Les Roulements.
- Les Carters.
- Les Stations.

-Les systèmes.

II-2-1 Entrée d'air (fig : II-1) :

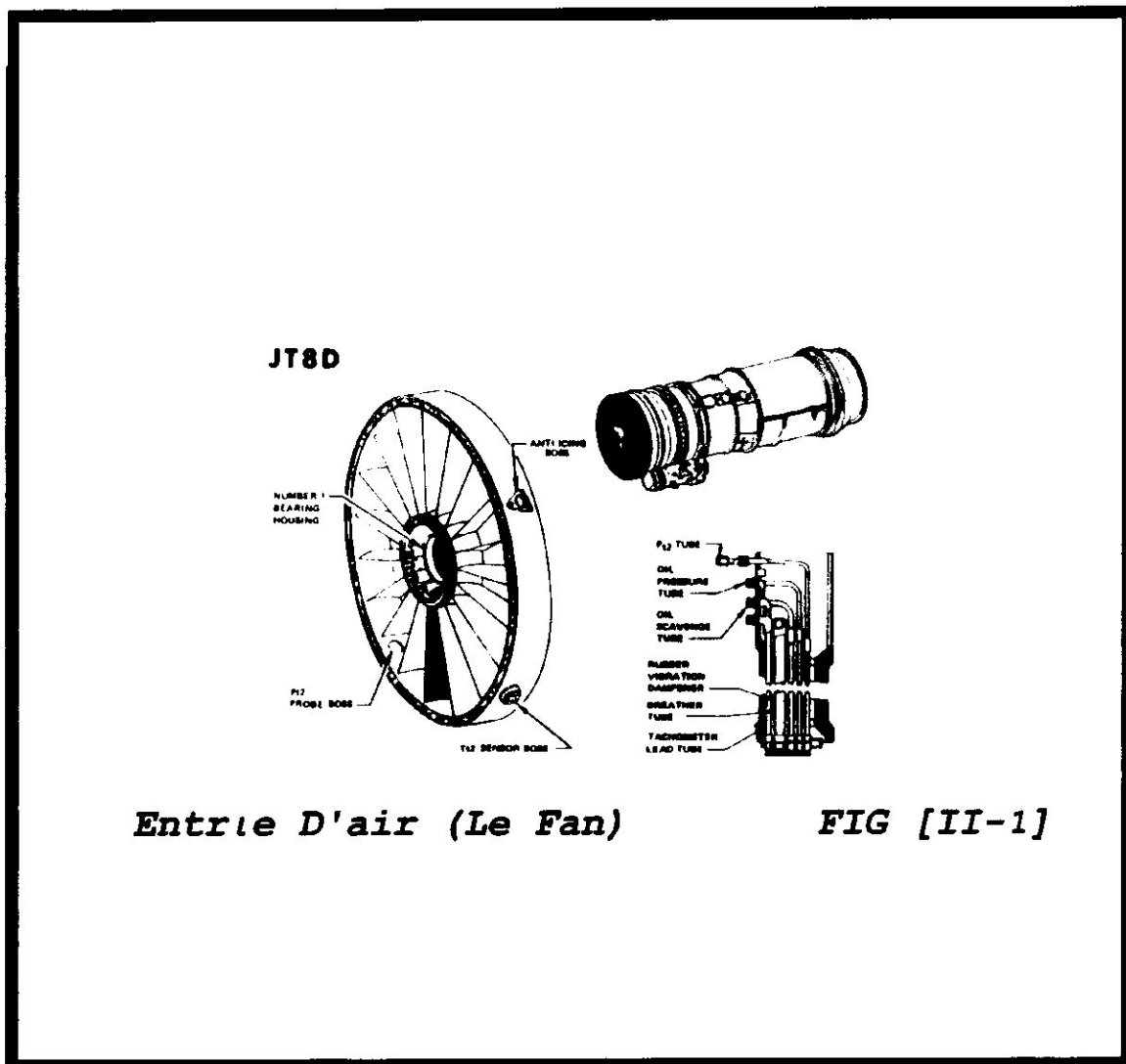
La section de l'entrée d'air est sous la forme d'une conduite adiabatique qui ramène les filets d'air vers l'entrée du compresseur, dans les meilleures conditions et dans tous Les domaines de vol.

Le carter d'entrée du réacteur est en alliage d'aluminium ou magnésium à double paroi pour permettre le passage de l'air de dégivrage du moteur ; ce carter contient :

- Les aubes directrices d'entrée du compresseur.
- Le support du roulement **N1**.
- Le support de la génératrice tachymétrique **N1**.

A l'entrée d'air la température totale est conservée, mais la pression totale chute à cause des pertes qu'on peut classer en deux :

- Pertes internes : dues aux frottements sur les parois (<10%).
- pertes externes : liées au champ aérodynamique autour du moteur.



II-2-2 Compresseur axial (fig : II-2) :

Le compresseur est un module destiné à comprimer l'air traversant le moteur avec un taux de compression, il amène le fluide dans les conditions minimales d'inflammation à la chambre de combustion.

Or le turboréacteur **JT8D-15** est équipé par un compresseur axial composé de **13** étages subdivisé en :

-**06** étages basse pression formant le compresseur basse pression, qui est entraîné par la turbine basse pression, les deux premiers étages du compresseur basse pression forme la soufflante *FAN*.

-**07** étages haute pression formant le compresseur haute pression, qui est entraîné par la turbine haute pression.

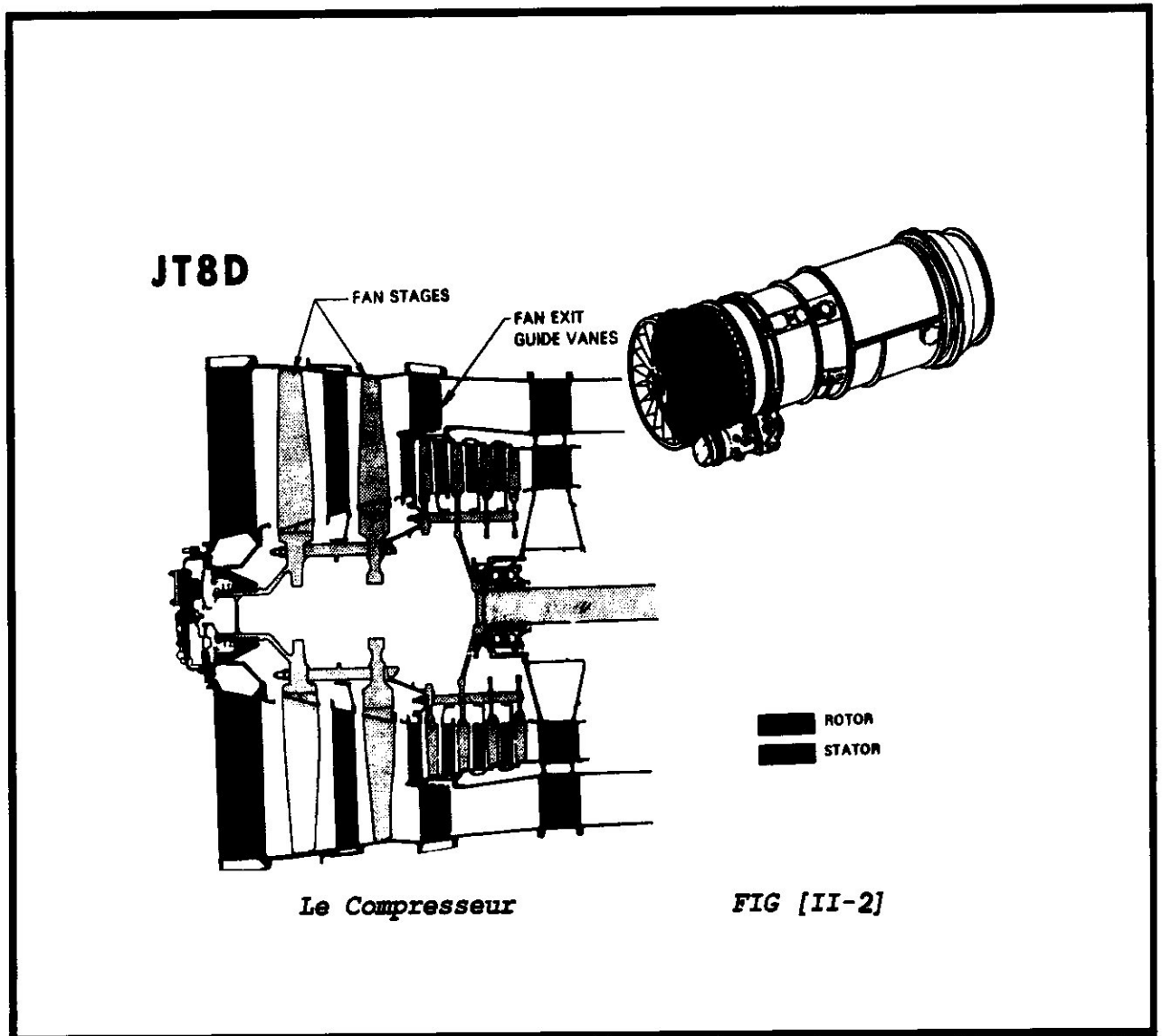
Chaque étage du compresseur axial est composé d'une grille d'aubes mobiles et une grille d'aubes fixes.

Partie mobile :

Le rotor qui fournit l'énergie cinétique au fluide avec transformation préliminaire d'énergie cinétique en énergie de pression, cette transformation est assurée par la section divergente.

Partie fixe :

Le stator qui transforme l'énergie cinétique en énergie de pression.



II-2-3 Le diffuseur avant chambre de combustion :

Ce diffuseur assure la liaison entre l'arrière du compresseur et la chambre de combustion. Avant admission dans celles-ci, l'air primaire du turboréacteur est décéléré dans le diffuseur et sa pression augmente, de plus, l'écoulement devient aux chambres de combustion.

Le diffuseur contient essentiellement :

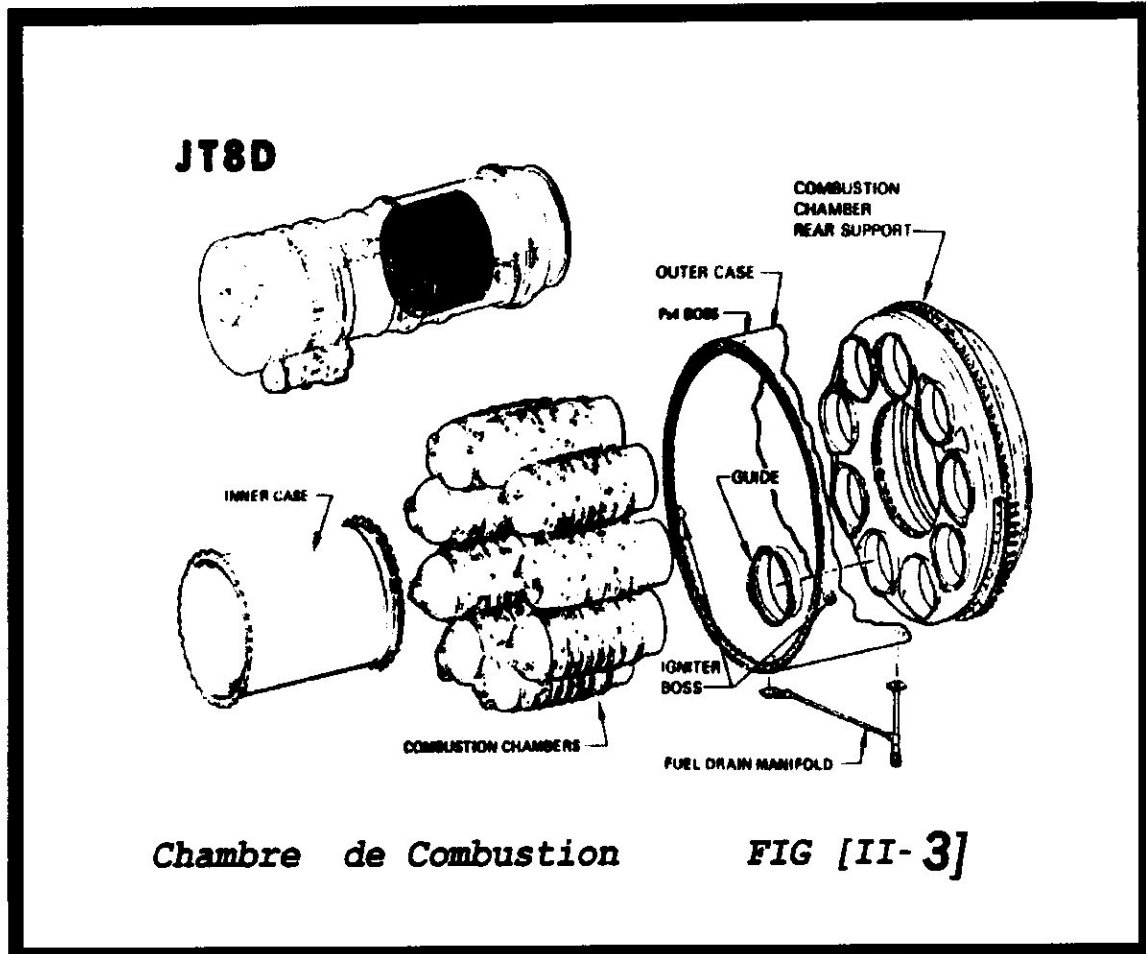
- Le treizième (13^{ème}) étage statorique du compresseur.
- Un reniflard pour le soutirage d'air du 13^{ème} étage.
- Les tuyauteries du carburant.

II-2-4 La chambre d combustion (fig : II-3) :

Le JT8D-15 est équipé de **09** chambres de combustion de type mixte de **01** à **09** dans le sens horaire (moteur étant de vue de l'arrière). Ces chambres sont disposées autour des arbres de transmission contenus dans deux carters intérieurs. Chaque chambre est équipée d'une

Injection. Toutes les chambres sont interconnectées par des tubes de transfert de flamme, qui permettent l'allumage de toutes les chambres de combustion, et d'égaliser la pression dans celle-ci.

Les chambres **04** et **07** sont pourvues d'une bougie d'allumage. Un injecteur de type (duplex) est introduit au centre et à l'avant de chaque chambre de combustion à travers un swirel. Celui-ci est constitué d'aubes fixes qui communiquent à travers, ce dispositif permet d'obtenir un mélange plus homogène entre l'air et le carburant pulvérisé.

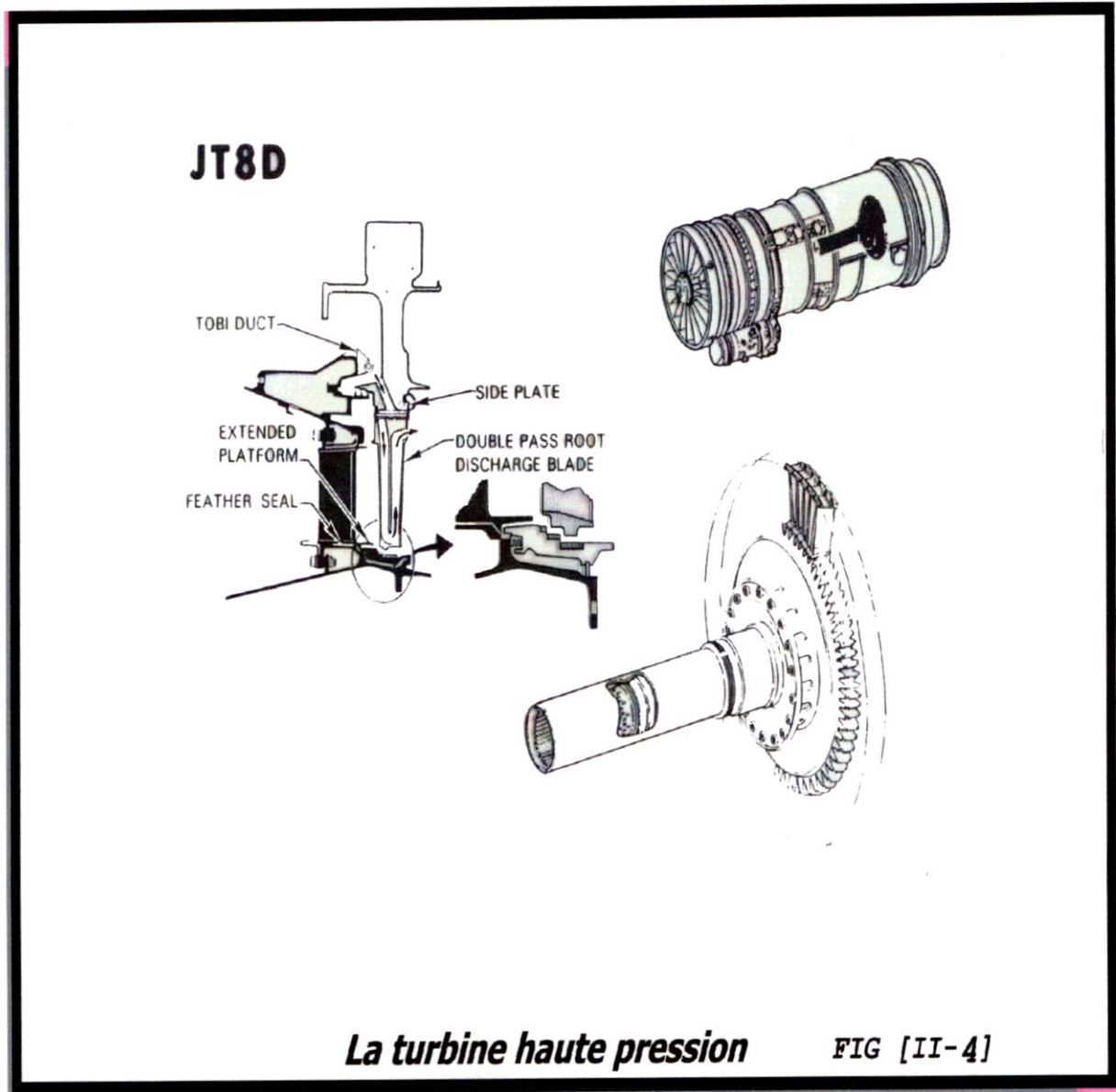


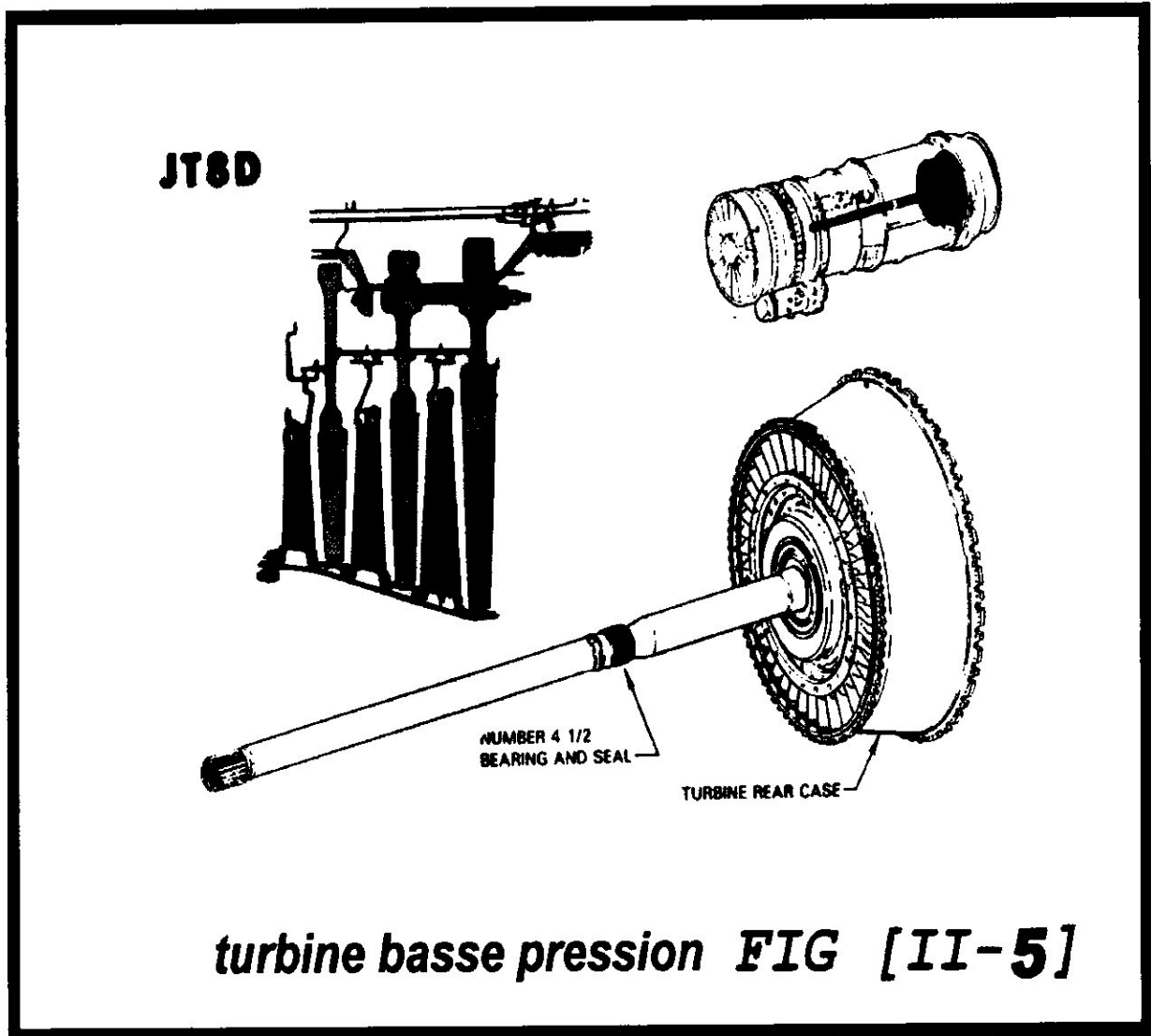
II-2-5 La Turbine (fig : II-4-5) :

La turbine à pour rôle d'entraîner le compresseur et les accessoires, le JT8D-15 possède une turbine axiale qui est composée de quatre étages subdivisés en :

- Un étages haute pression pour l'entraînement du compresseur haute pression et les accessoires.
- trois (03) étages basse pression pour l'entraînement du compresseur passe pression.

Chaque étage d'une turbine axiale est composé d'une grille d'aubes fixes et grille d'aubes mobiles.



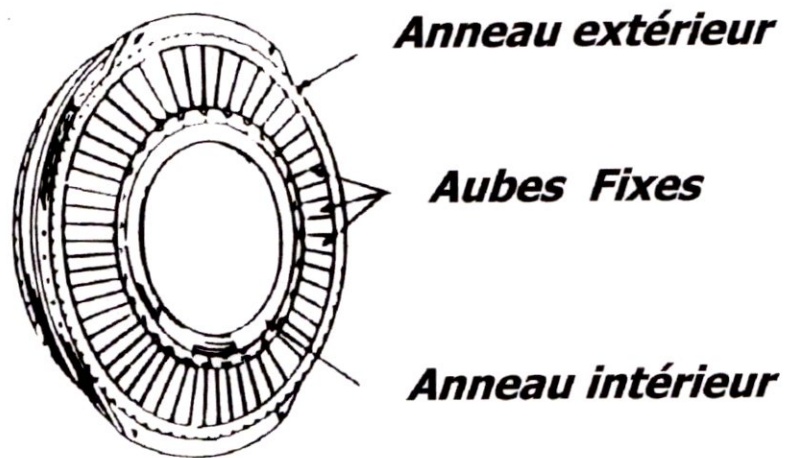


Partie fixe (fig : II-6) :

Le stator transforme une partie de l'énergie de pression à la sortie de la chambre de combustion en énergie cinétique.

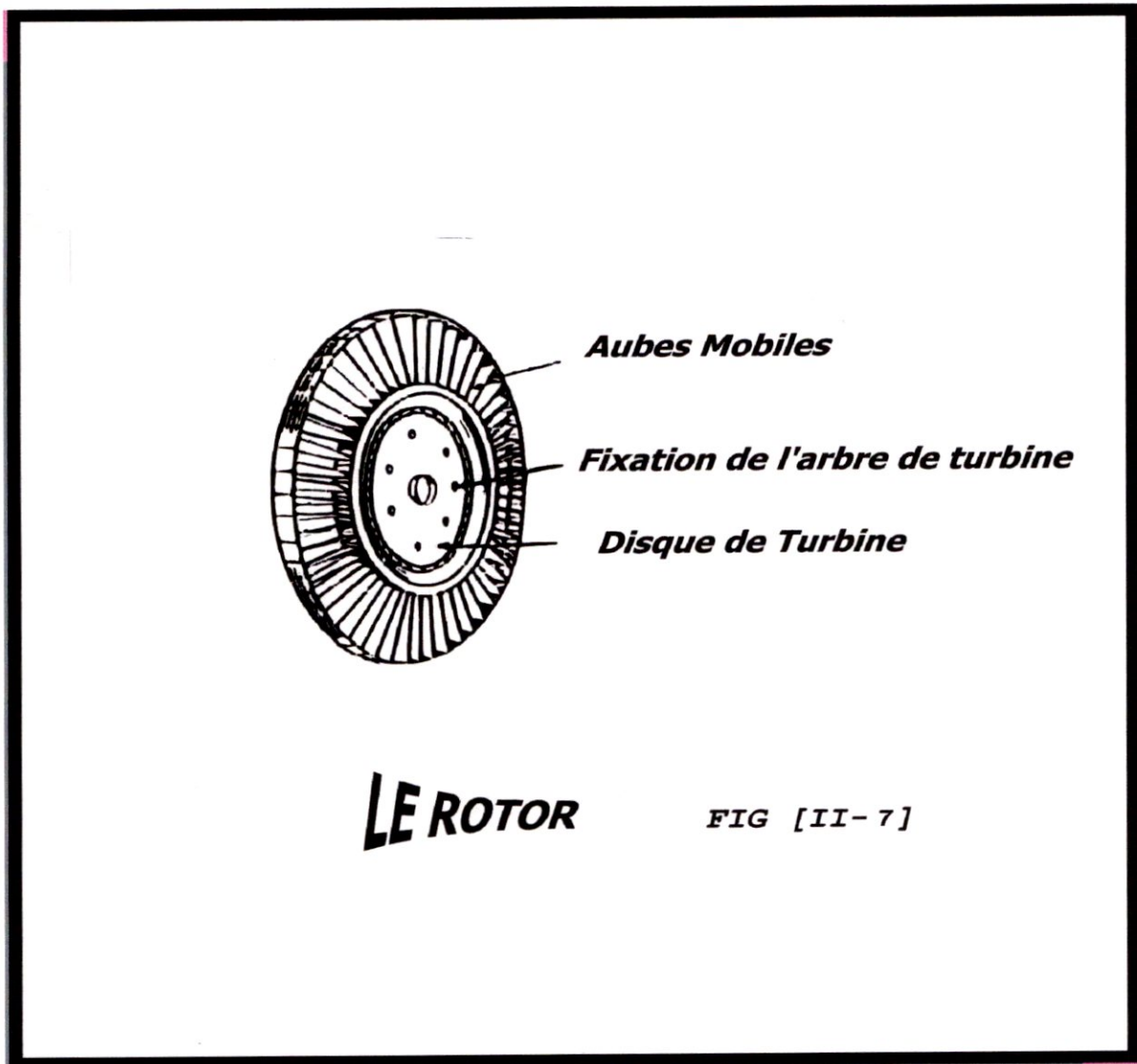
Partie mobile (fig : II-7) :

Le rotor transforme l'énergie cinétique en énergie mécanique sur l'arbre pour entraîner le compresseur et les accessoires.



Le Stator

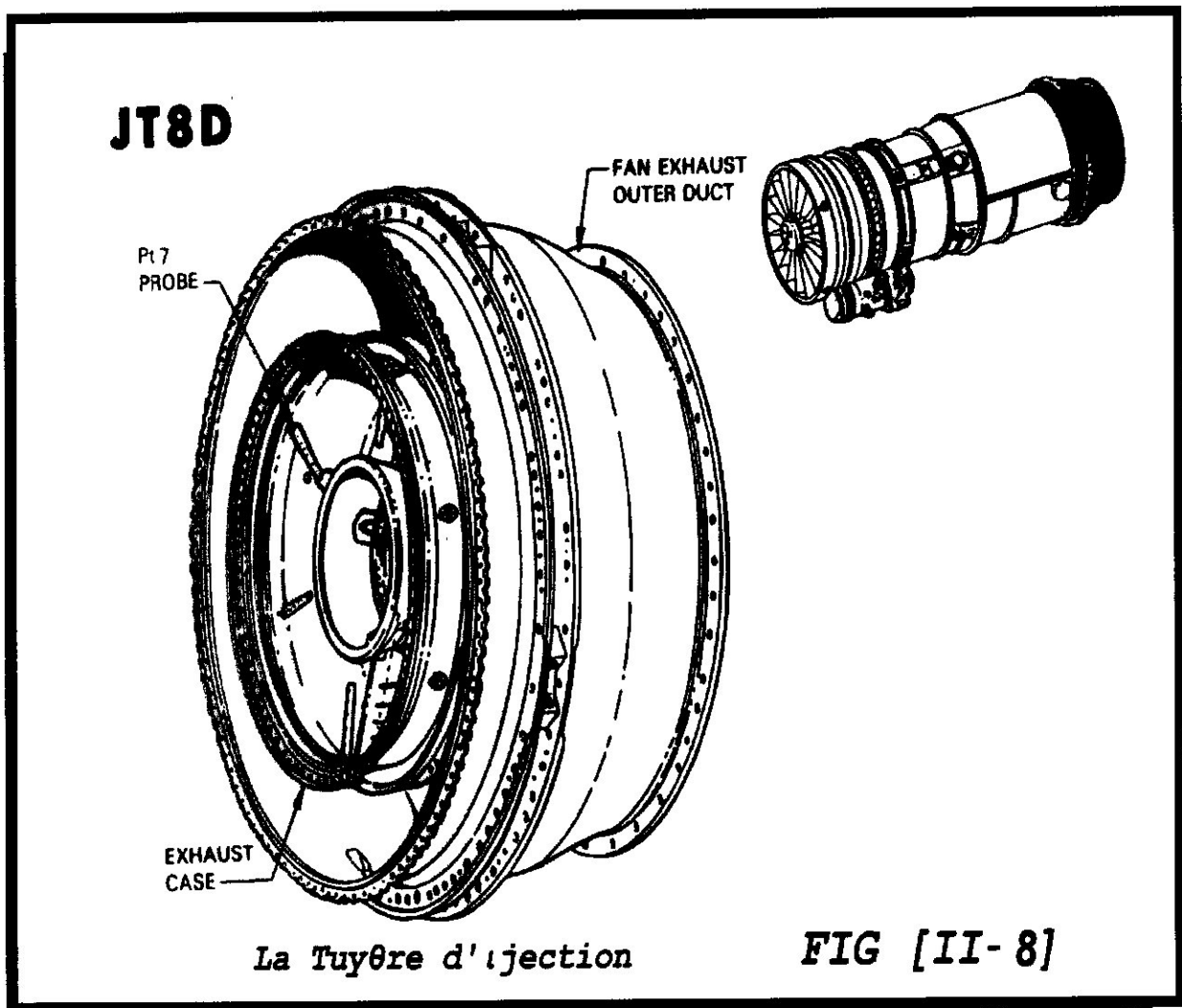
FIG [II-6]



II-2-6 Tuyère d'éjection (fig : II-8):

Le canal d'éjection est placé à la sortie de la turbine, il a pour rôle de terminer la détente d'où la transformation de l'énergie de pression en énergie cinétique utile à la propulsion.

La tuyère est composée d'une rallonge qui ramène les gaz de propulsion à la buse d'éjection avec un minimum de perte d'énergie, cette dernière permet la transformation d'énergie de pression en v.



II-2-7 Les Roulements (fig : II-9):

Le rôle :

Transmettre les charges et les efforts du rotor vers le carter et la structure statique.

Le moteur JT8D-15 possède (07) roulements :

***Roulement 1 :** Ce roulement à galets supporte l'avant du compresseur **N1** et permet à ce compresseur de se dilater vers l'avant et reprend les efforts radiaux.

***Roulement 2 :** Ce roulement à double rangée de billes (Thrust Bearing) supporte l'arrière du compresseur **N1** et reprend les effort axiaux qui agissent sur ce dernier.

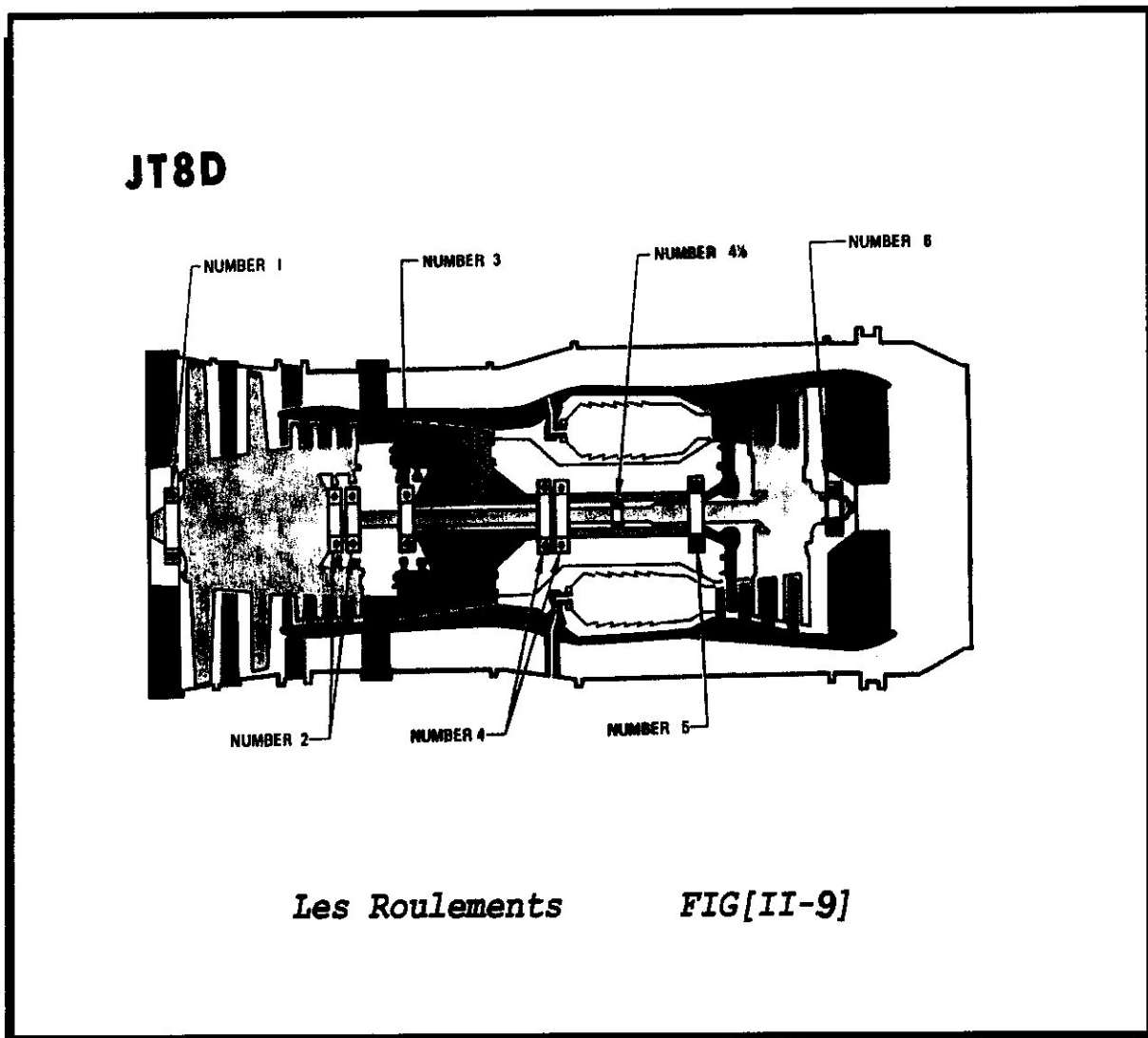
***Roulement 3 :** Ce roulement à billes supporte l'avant du compresseur **N2** et permet la dilatation vers l'avant de ce dernier et reprend les efforts axiaux.

***Roulement 4 :** Ce roulement à double rangée de billes supporte l'arrière du compresseur **N2** et reprend les efforts axiaux agissant sur ce dernier.

***Roulement 4^{1/2} :** Ce roulement à galets est placé entre les arbres **N1**et **N2** pour empêcher la fixation entre les deux et reprend les efforts radiaux.

***Roulement 5 :** Ce roulement à galets et placé à l'avant de la turbine haute pression et permet la dilatation vers l'arrière, en reprenant les efforts radiaux, dus aux contraintes de température et les efforts centrifuges.

***Roulement 6 :** Ce roulement à galets l'arrière de la turbine basse pression et permet la dilatation vers l'arrière, et reprend les efforts radiaux.



II-2-8 Les Carters :

Le compresseur du moteur **JT8D-15** est logé à l'intérieur d'un ensemble de carters extérieurs et intérieurs, de façon à ce que le vide entre eux constitue le canal de refoulement du flux secondaire, ces carters sont définis comme suit :

➤ **Le carter d'entrée moteur :**

Il est composé de :

-Support de roulement n°1 transmet les sollicitations radiales qui agissent sur le roulement n°1.

-Aubes directrices de compresseur.

-Support de génératrices tachymètre.

Le carter est à double paroi pour permettre le passage de l'air de dégivrage du moteur.

➤ **Le carter avant du fan :**

Boulonné à l'intérieur des IGV (Intel **guide vanes**).

➤ **Le carter arrière du fan :**

Dans lequel est logés le stator du **1^{er}** étage et le rotor du **2^{eme}** étage.

➤ **Le carter de sortie du fan :**

Ce carter enveloppe les stators (**2,3**) et le rotor **3**, il contient une grille d'aubes fixes qui redressent l'écoulement du flux d'air dans le conduit d'échappement.

➤ **Le carter intermédiaire :**

Contient les roulements **02** et **03**, le canal avant du compresseur et les étages **04** et **12** du compresseur, l'entonnement de la gearbox (**Boite d'accessoire**). Et des tubes pour le soutirage d'air. Le carter extérieur avant du compresseur **BP** : il entouvre la conduite intérieure.

➤ **Le carter fan diffuseur extérieur :**

Une seule pièce évasée vers l'arrière, il contient des collecteurs de soutirage d'air de **13** étages.

➤ **Le carter diffuseur :**

Composé d'une section interne et d'une section externe pour former le passage de flux primaire du moteur. Ce passage est assuré par **09** compresseurs pour acheminer le débit d'air vers les chambres de combustion, ce carter supporte la cage extérieure du roulement n°4.

➤ **Le carter chambre de combustion :**

Ce carter est divisé en deux carters semi symétriques boulonnés ensemble.

➤ **Le carter intérieur de la chambre de combustion :**

Constitue avec le carter extérieur un canal pour le flux secondaire du moteur, ce carter entoure intérieurement les chambres combustions.

➤ **Le carter intérieur de la turbine HP :**

Enveloppe la turbine **HP**, et supporte le roulement n°5.

➤ **Le carter intérieur de la turbine BP :**

Enveloppe la turbine **BP**.

➤ **Le carter intérieur d'échappement :**

Il contient le palier **06** logé sur le moyen arrière de la turbine **BP**.

➤ **Le carter extérieur de la turbine :**

Enveloppe les deux carters intérieurs de la turbine (**HP, BP**), et les carters intérieurs d'échappement.

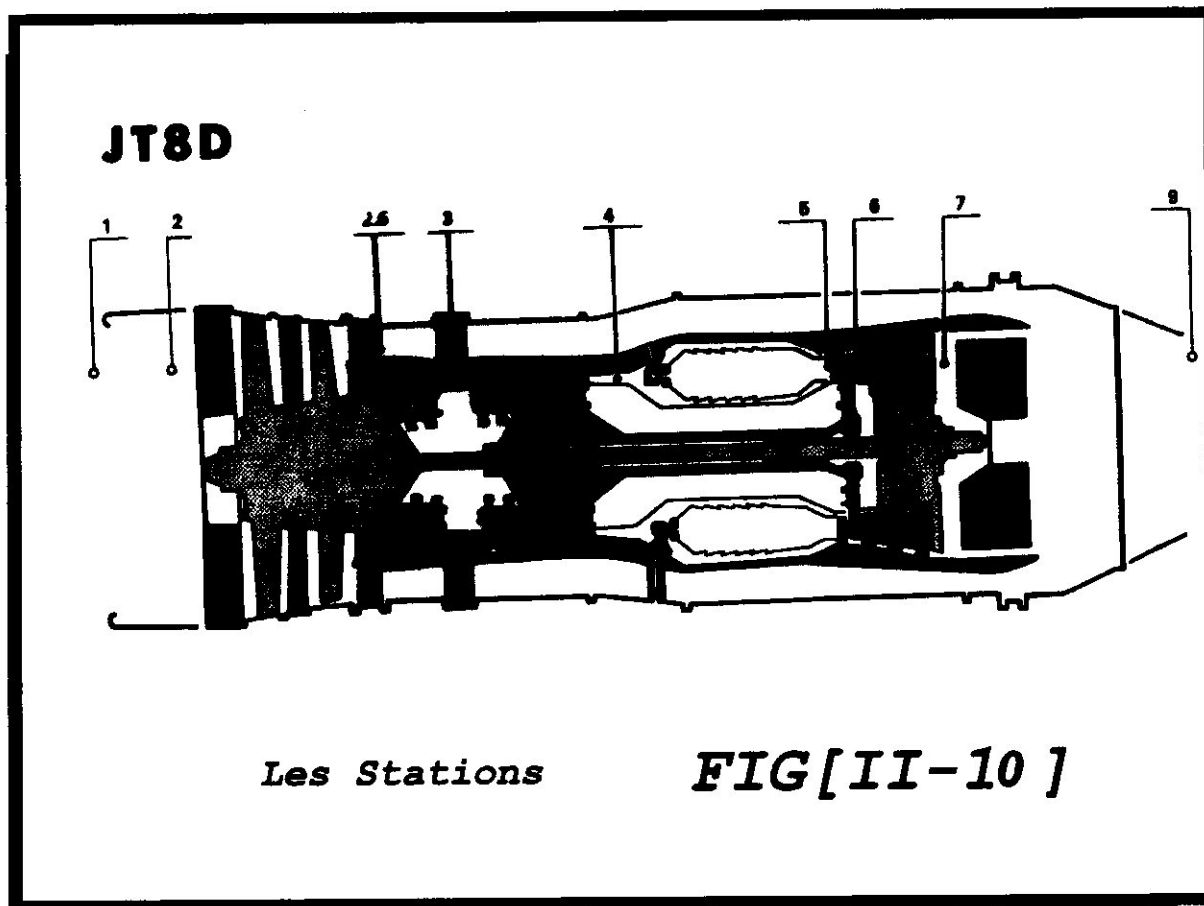
➤ **Le carter extérieur d'éjection :**

Forme le canal arrière du fan, soutient **08** bars profilés tangentiellement qui tiennent le carter intérieur d'éjection.

II-2-9 Les Stations (fig : II-10):

Les stations les plus utilisées sont :

- am** :milieu ambiant .
- 2** : entrée du compresseur **N1**.
- 2.5** : sortie **FAN**.
- 3** : entrée du compresseur **N2**.
- 4** : sortie du compresseur **N2**.
- 5** : entrée de la turbine.
- 6** : sortie de la turbine haute pression.
- 7** : sortie de la turbine basse pression.
- 9** : sortie tuyère d'éjection.



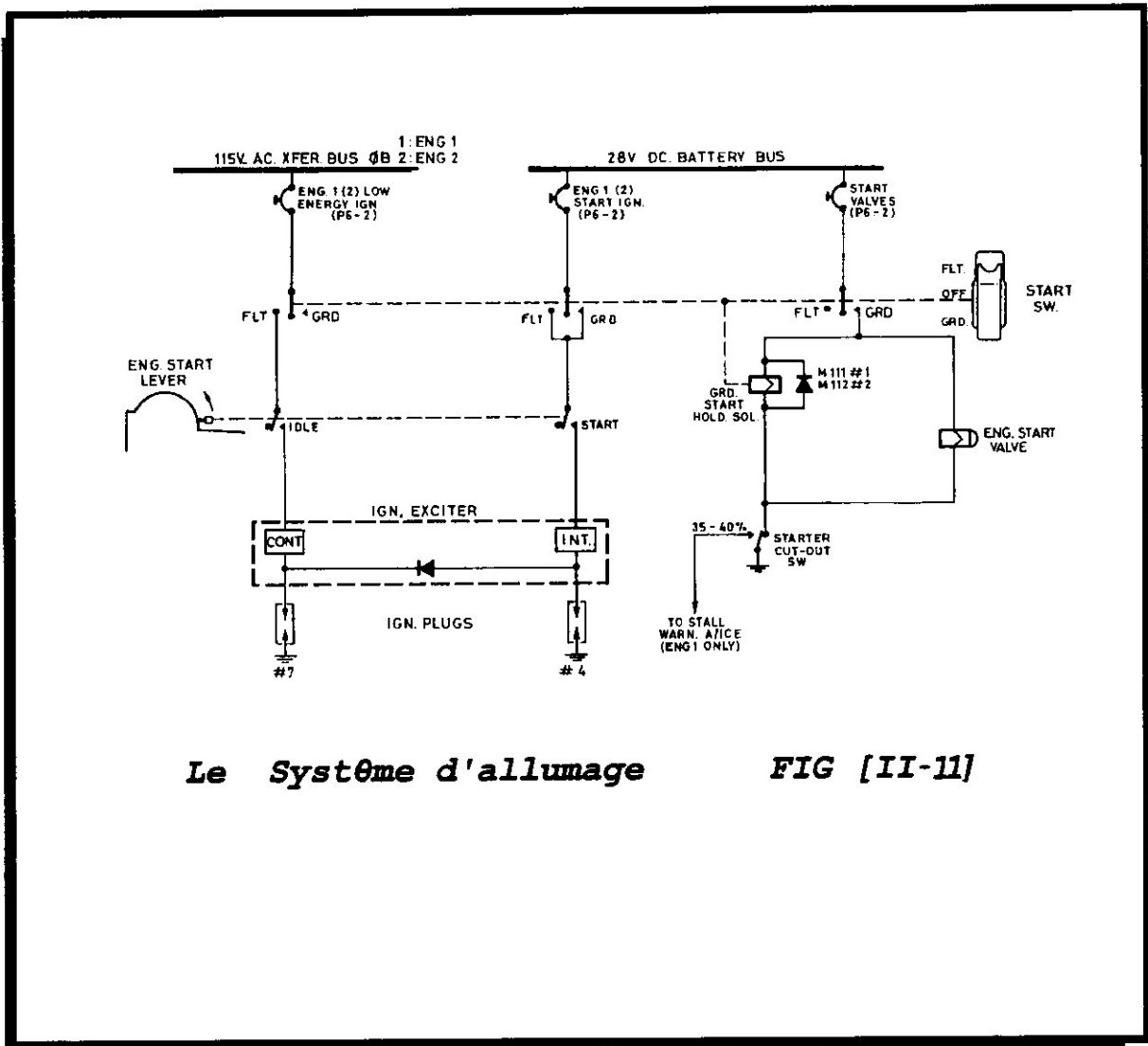
II-2-10 Les Systèmes :

II-2-10-1 Système d'allumage (fig : II-11):

Ce système amorce la combustion au démarrage et il comprend :

- Une boîte d'excitation.
- Deux câbles haute tension.
- Deux bougies d'allumage dans les chambre quatre et sept.

Ce système est contrôlé à partir de pilotage. Quand il est allumé, un courant électrique arrive à la boîte d'excitation, cette dernière transforme ce courant en haut tension et l'envoie à travers des câbles haute tension aux bougies situées dans les chambres d'Air- fuel présent aux chambres de combustion.



II-2-10-2 Système de lubrification (fig : II-12):

Le circuit d'huile (oil système) est destiné à lubrifier, nettoyer et refroidir les (07) roulements ainsi la boîte d'entraînement des accessoires.

Le système de lubrification comprend :

*Un réservoir cylindrique monté sur la face avant et à gauche de la boîte d'entraînement de accessoires.

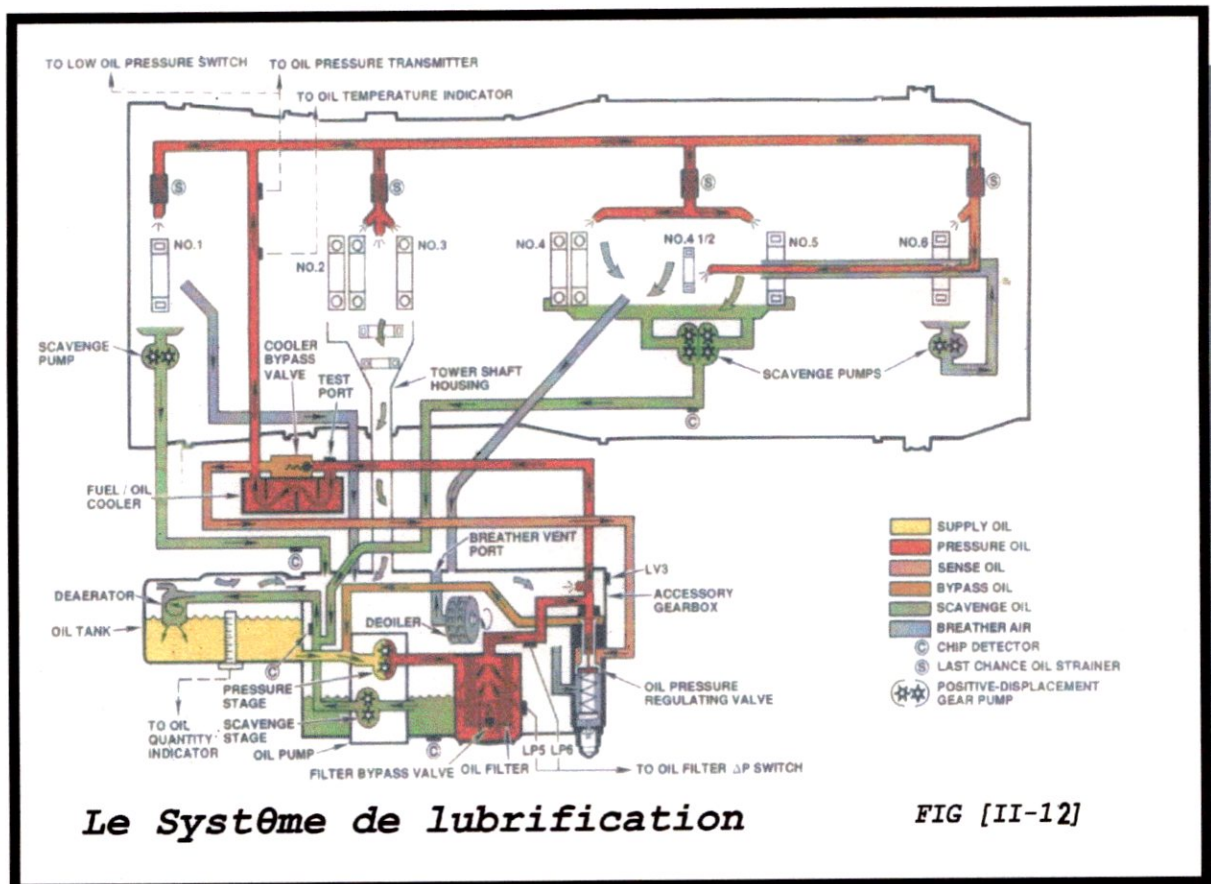
*Un circuit de pression mettant l'huile sous pression, constitué d'une pompe, d'un filtre, d'un régulateur de pression d'huile et d'un échangeur thermique (huile-carburant).

*Un circuit de récupération ramenant l'huile au réservoir au moyen de (05) pompes de récupération.

*Un circuit de mise à l'air libre établissant la pression interne dans les chambres à lubrifier.

*Des indicateurs et avertisseurs.

Tout les élément du circuit est monté sur le moteur.

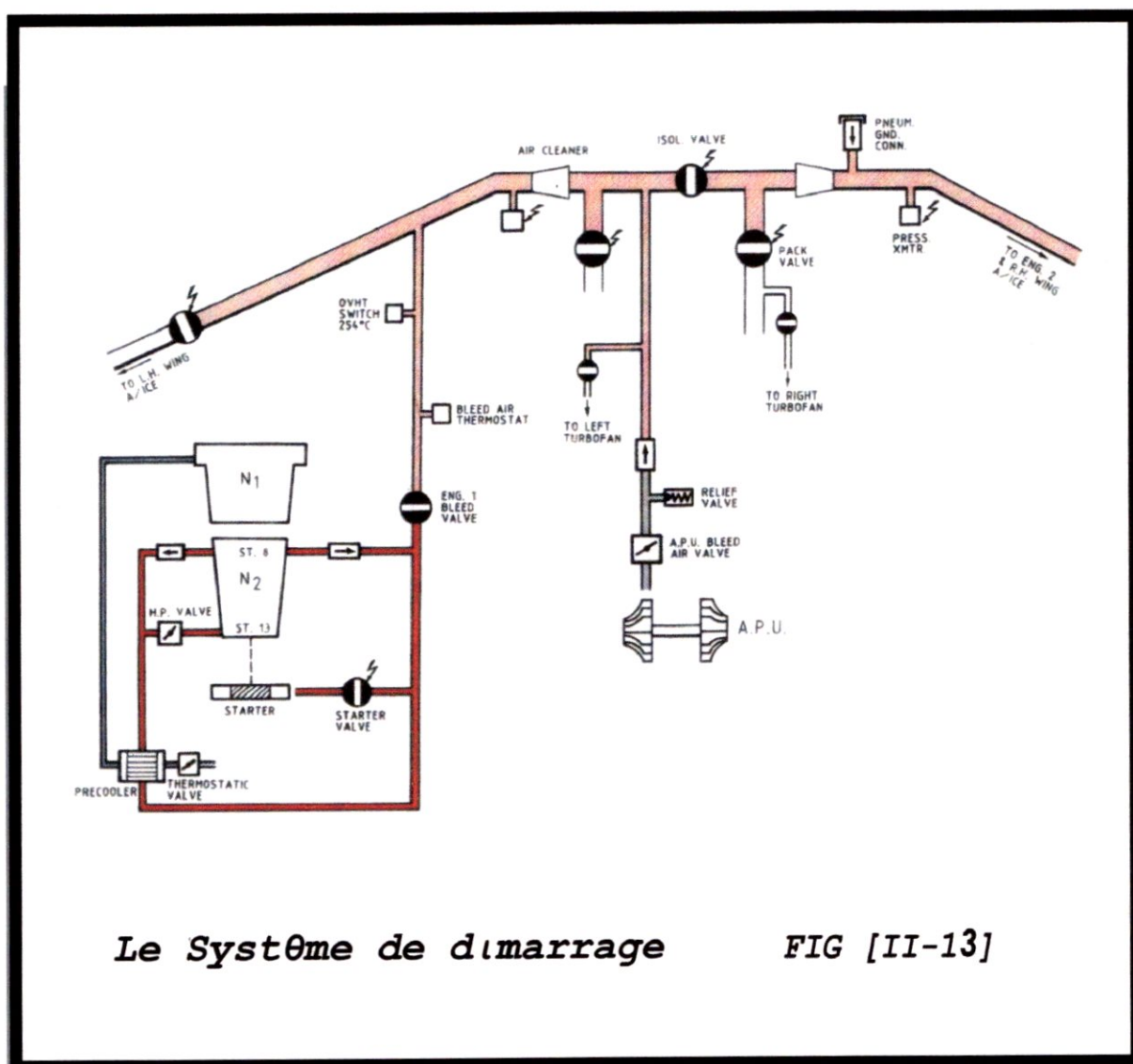


II-2-10-3 Système de démarrage (fig : II-13):

Le démarrage du réacteur **JT8D-15** au sol est obtenu à l'aide d'un démarreur pneumatique comprenant une turbine centrifuge qui convertit l'énergie de l'air en couple suffisant à l'entraînement du réacteur.

Trois possibilités existent pour alimenter ce système :

- *Par un groupe à air.
- *Par de l'air soutire du groupe de puissance (**APU : auxiliary power unit**).
- *Par de l'air soutiré du réacteur opposé lorsqu'il en fonctionnement.



II-2-10-4 Système de carburant (fig : II-14):

Le circuit d'alimentation (fuel système and fuel control) a pour rôle d'amener le carburant du réservoir jusqu'aux injecteurs avec une pression suffisante pour obtenir une bonne pulvérisation dans tout le cycle moteur : ralenti, accélération et atterrissage.

Le système de carburant comprend les organes suivants :

*Pompe de carburant qui aspire le carburant du réservoir donc elle assure une alimentation continue de carburant avec une pression donnée.

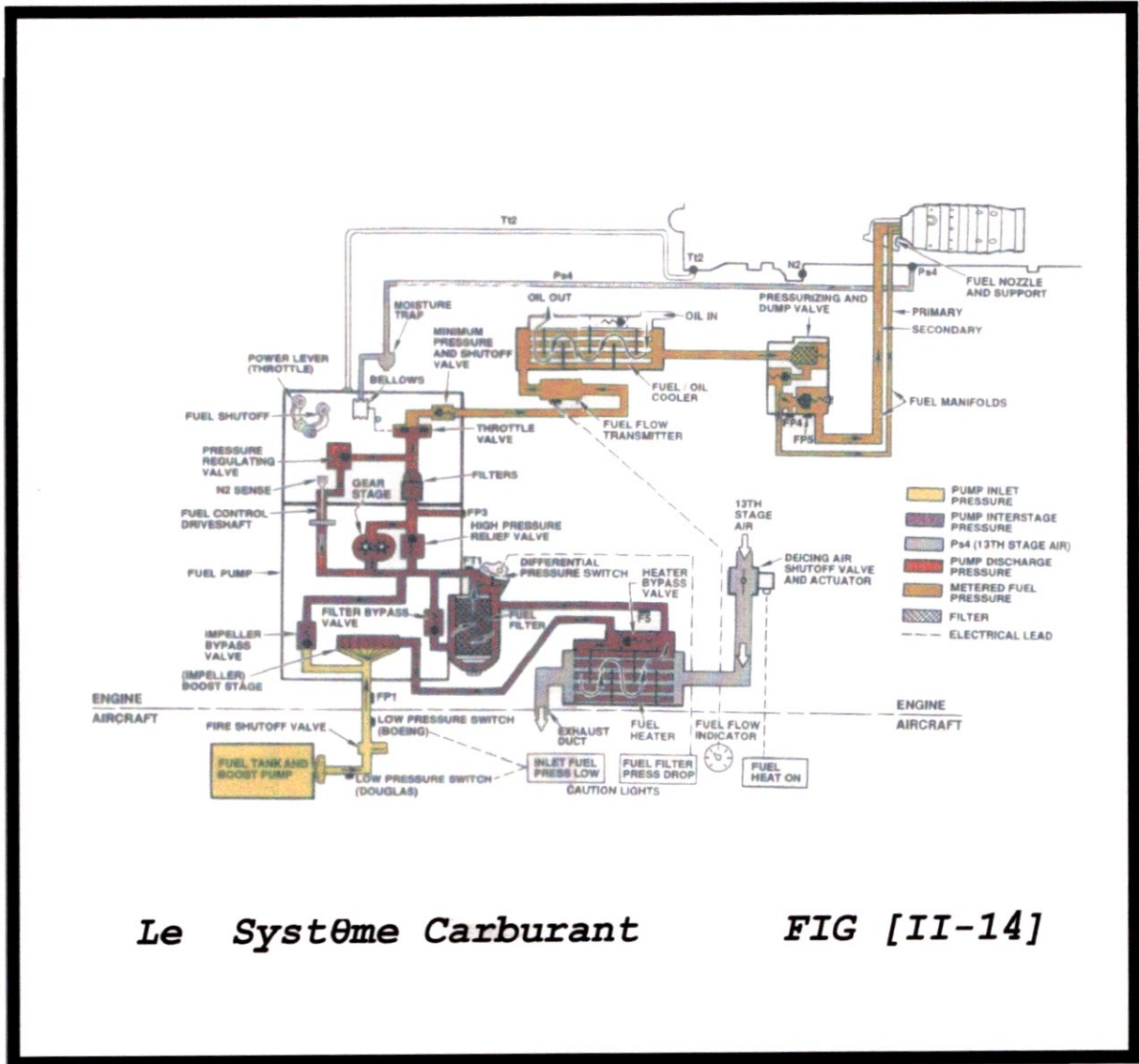
*Réchauffeur de carburant qui sert à dégivrer le carburant.

*Filtre carburant qui retient les impuretés solide en cas de givrage de l'eau continue dans le carburant, il empêche, avec le réchauffeur carburant, d'introduire des cristaux de glace dans le **FCU (fuel contrôle unit)**.

*L'échangeur thermique (huile –carburant) qui permet de réchauffer le carburant tout en refroidissant l'huile de lubrification du moteur.

*Collecteur double qui le fuel aux injecteur

*Injecteur duplex (à double orifices) qui servent à pulvériser le carburant pour chaque chambre de combustion.



II-2-10-5 Système de freinage (l'inversion de poussée) :

L'inversion de poussée est destinée à réduire la distance du parcours d'arrêt lors de l'atterrissage, l'ensemble est constitué de deux portes de déflexion et de vérins installés dans la rallonge du canal d'injection.

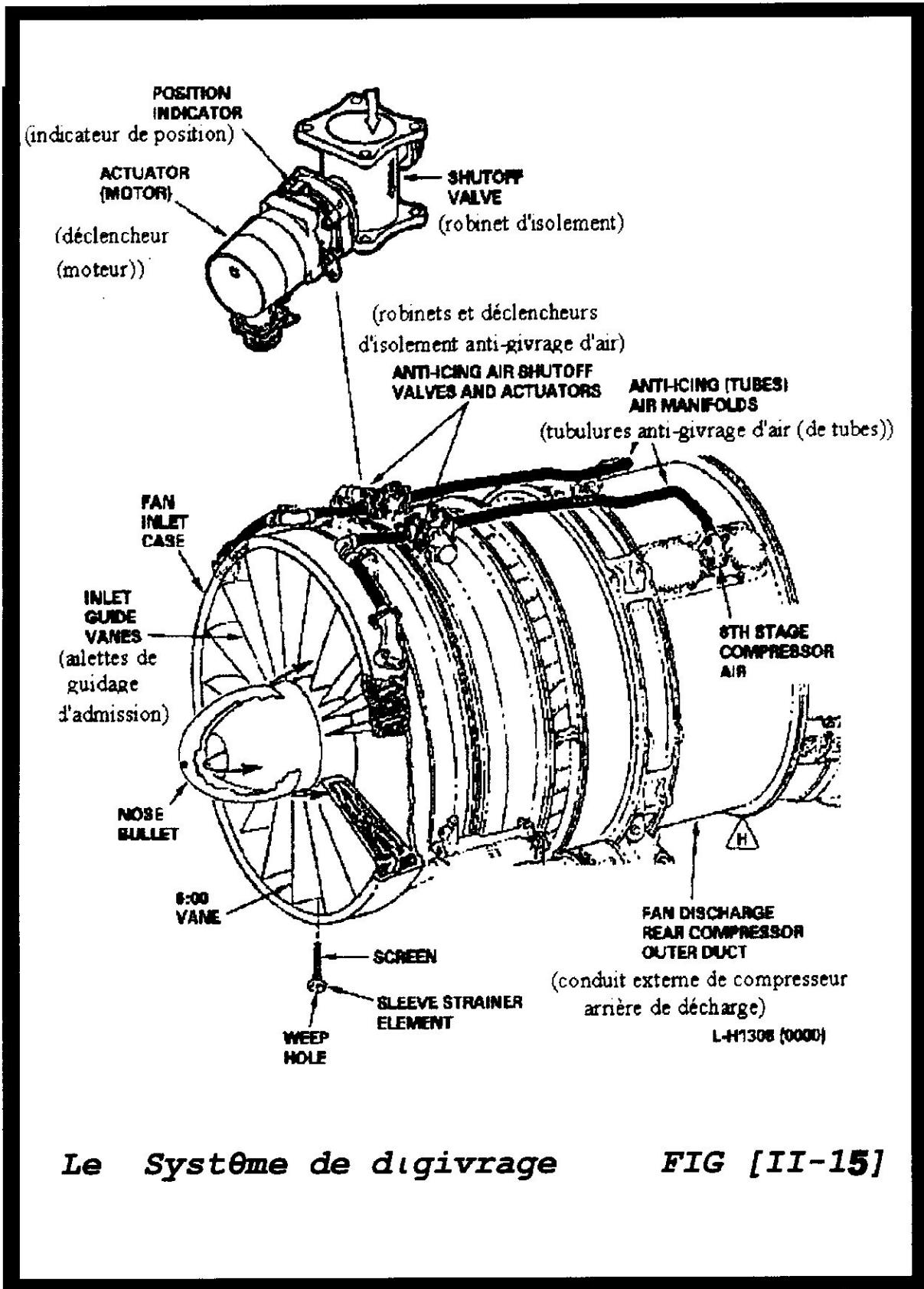
En croisière ,les portes sont relevées pour la sortie du jet,tandis que qu'en régime de décélération, elles sont rabattus vers l'arrière de façon à obturer la sortie de la tuyère d'éjection et diriger aussi le flux vers l'avant du moteur.

II-2-10-6 Système de dégivrage (fig : II-15):

Le système de dégivrage (engine anti -ice) est utilisé pour empêcher la formation de la glace sur le carter d'entrée du réacteur, les aubes directrices (ailettes d'entrée) et le cône pénétration.

Ce système est composé de deux tubes d'air de dégivrage et de deux robinets d'arrêt avec moteur actionneur.

Quand le système est mis en marche à partir du poste de pilotage, les deux moteurs sont actionnés pour ouvrir les robinets d'arrêt, ainsi l'air chaud se met en écoulement du huitième étage du compresseur (piquage d'air) vers le carter d'entrée fan à travers les tubes, ensuite, il se filtre vers le cône de pénétration à travers les creux d'ailettes pour être renvoyé ensuite à l'intérieur du turboréacteur.



Le Système de dégivrage

FIG [II-15]

II-2-10-7 Système de soutirage d'air :

Le système de soutirage d'air (air system) consiste à soutirer l'air comprimé à différents étages du compresseur.

Il existe deux modes de soutirage d'air :

***Soutirage d'air externe :**

L'air est soutiré des ^{étage} 2, 6, 8, 13 et utilisé pour différentes fonctions :

- 1-Refroidissement de l'alternateur.
- 2-Dégivrage du moteur et de la prise d'air.
- 3-Alimentation du réchauffeur carburant.
- 4-protection anti-pompage.
- 5-Pressurisation du réservoir d'huile.

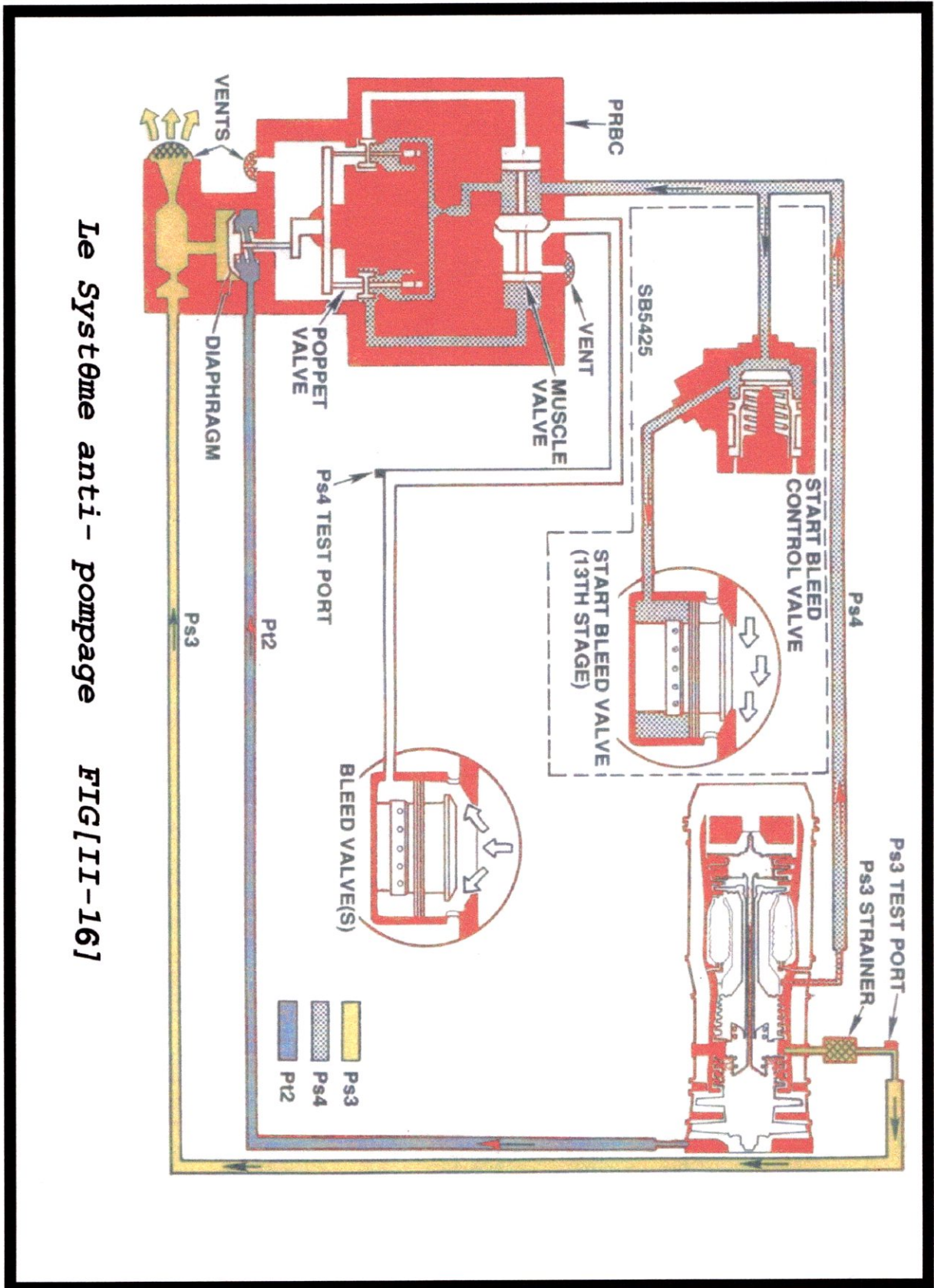
***Soutirage d'air interne :**

L'air est soutiré des étages 6, 8, 9, 13 et qui est utilisé pour :

- 1-La pressurisation des joints de roulement.
- 2-Le refroidissement de la partie chaude du moteur.
- 3-La réduction de la poussée axiale sur le roulement N°4.
- 4-La pressurisation de l'intérieur du moteur.

II-2-10-8 Système anti-pompage (fig : II-16):

Le système anti-pompage est utilisé pour le pompage du compresseur lorsque le fonctionnement de ce dernier n'est pas adapté, pour cela, des vannes de décharge équipent le moteur et sous l'effet d'un bourrage, elles s'ouvrent automatiquement et mettent en contact une partie du débit d'air du 8^{ème} et 13^{ème} étage avec la sortie du fan rétablissant ainsi l'écoulement.

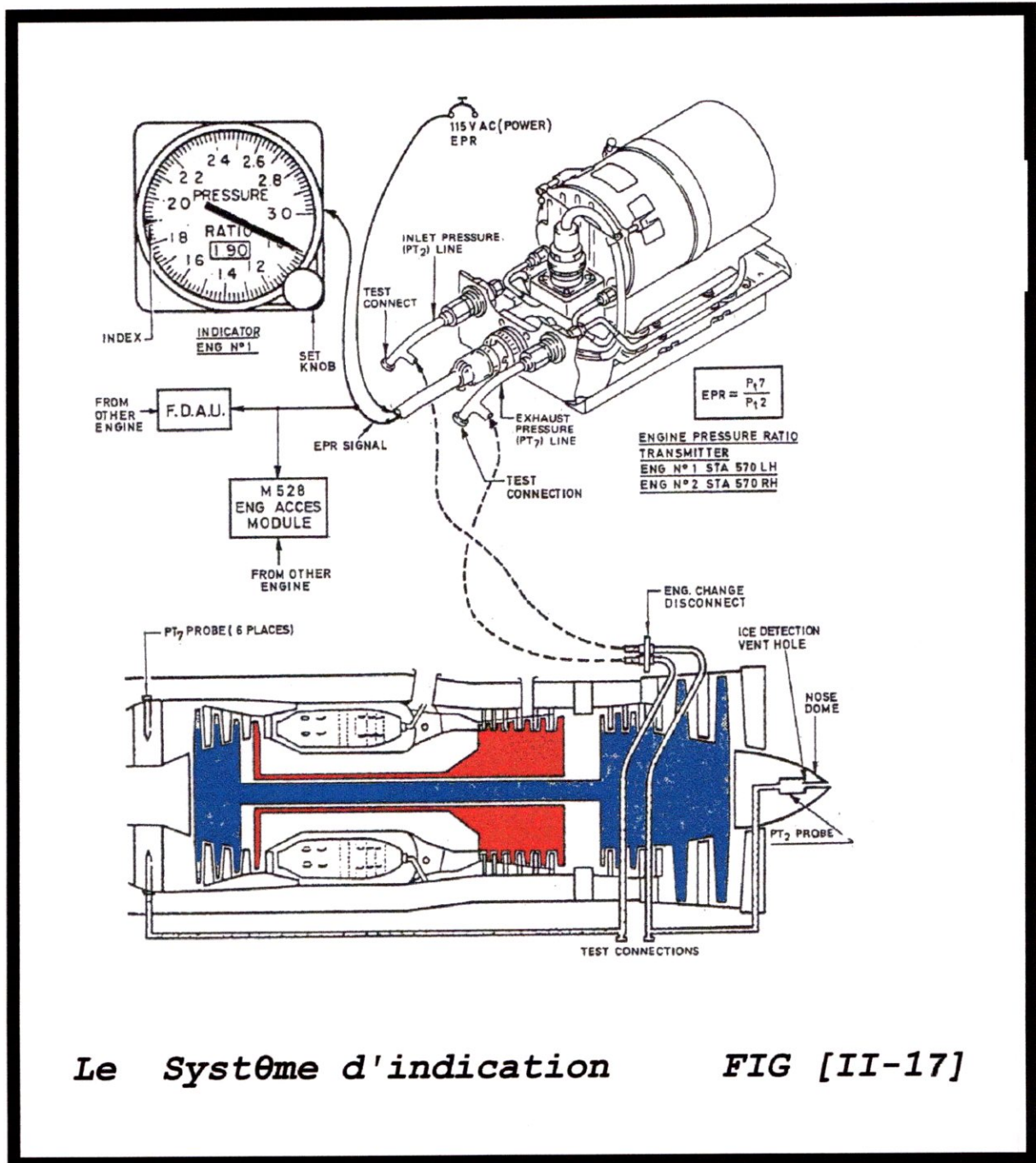


Le Système anti- pompage FIG[II-16]

II-2-10-9 Système d'indication (fig : II-17):

Les moteurs **JT8D-15** sont équipés par les indicateurs suivants :

- 1-Indicateur de rapport de pression qui permet d'afficher et d'ajuster la poussée du moteur.
- 2-Indicateur de température totale des gaz d'échappement à la sortie de la turbine.
- 3-Indicateur conte **N1** et **N2**.
- 4-Indicateur d'huile (quantité, température, pression).
- 5-Indicateur de vibration moteur.
- 6-Indicateur de carburant (quantité, température, pression).



II-3 Le fonctionnement de réacteur JT8D-15 :

A l'aide d'une source pneumatique (**APU**), le démarreur entraîne l'axe de la boite d'entraînement.

La Gear boxe est en liaison avec le compresseur haute pression, ainsi on obtient la rotation de ce dernier.

La fonction de l'entrée d'air est de transformer l'énergie cinétique de l'air entrant dans le réacteur en énergie potentielle de pression statique plus élevée au compresseur qui à son tour le comprime pour le refouler dans la chambre de combustion à haute pression, dans cette dernière le carburant est injecté par l'intermédiaire d'injecteurs et la combustion prend place d'une manière continue pour augmenter la température des gaz admis dans la turbine.

Ces gaz à haute température et haute pression se détendent à travers la turbine pour produire l'énergie mécanique requise pour faire tourner le compresseur et les accessoires. Cependant une bonne partie reste disponible dans l'écoulement des gaz après la turbine.

Après avoir libéré une certaine quantité d'énergie les gaz chauds se détendent une fois de plus sans la tuyère, celle-ci a pour rôle de transformer l'énergie potentielle et thermique en énergie cinétique.

La vitesse d'éjection des gaz à la sortie est plus grande que la vitesse du vol l'avion. Cette différence de vitesse entre la sortie du turboréacteur et l'entrée produit une poussée.

II-4 Les caractéristiques du réacteur JT8D-15 :

La poussée au décollage	:7030 daN.
La poussée MAX continue	: 6235.83 daN.
La poussée MAX croisière	:5624dan.
Ralenti	:421.77 daN.
Consommation spécifique	: 0.585 kg fuel/kg poussée. h.
Débit d'air	: 3800 kg fuel/h.
Taux de dilution	: 147 kg /s.
Taux de compression	:16
Taux de compression FAN	:1.975
Longueur	:3.137 m.
Diamètre (entrée d'air)	:1.0795 m.
Le poids à sec	: 1502 kg.
Vitesse de rotation à 100%	: N1=8589 tr/min. N2=12250 tr/min.
Vitesse de rotation MAX	:N1=102.4% N2=100.04 %
Température totale à l'entrée de la turbine	: Tt ₅ = 1062 °C.
Température totale à la sortie de la turbine	: EGT _{MAX} =620 °C.

CHAPITRE III

ETUDE DE LA COMBUSTION

INTRODUCTION :

Pour qu'une combustion soit totale, un rapport théorique minimum des quantités d'air et de combustible doit être respecté. On peut cependant optimiser la quantité d'énergie libérée en augmentant la quantité d'air apportée à la réaction (principe des turboréacteurs). Un excès d'air (donc un excès d'azote) provoque cependant une baisse de la température et de la quantité d'énergie libérée. Il faut donc déterminer un rapport air-combustible optimal en fonction du taux et du degré de combustion et de la température finale souhaités. L'utilisation d'air enrichi en oxygène ou l'utilisation d'oxygène pur permet d'obtenir des températures élevées, comme dans les chalumeaux oxyacétyléniques (*voir acétylène*). On peut également augmenter le taux de combustion en divisant finement le combustible pour augmenter sa surface de contact et donc la vitesse de réaction. Si le dégagement d'énergie doit être très rapide, comme pour les fusées, l'oxydant peut être incorporé directement dans le combustible lors de sa fabrication, mais la réaction ne sera déclenchée qu'au moment de l'allumage.

III- a/ Les types de chambre de combustion :

III-1/ Le But de la chambre de combustion :

Elles doivent pouvoir assurer le mélange kérosène et oxygène (contenu dans l'air) et permettre la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique (moins d'imbrûlés possible donc moins polluant) et cela dans toute la gamme de vol.

III-2/ Description :

Elles se composent de façon générale de (figure III -18):

- Un carter de raccordement à la veine d'air du compresseur (ce carter est souvent appelé carter intermédiaire) dans lequel se trouvent les éléments apportant le kérosène appelés injecteurs.

- Un ou plusieurs tubes à flamme dans le ou lesquelles les flammes.
- Une enveloppe externe et une enveloppe interne dans laquelle passe l'arbre compresseur turbine.
- Un carte de raccordement au premier étage de turbine.

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

- chambres individuelles (séparées).
- chambre annulaire.
- chambre tubo- annulaire (mixte).

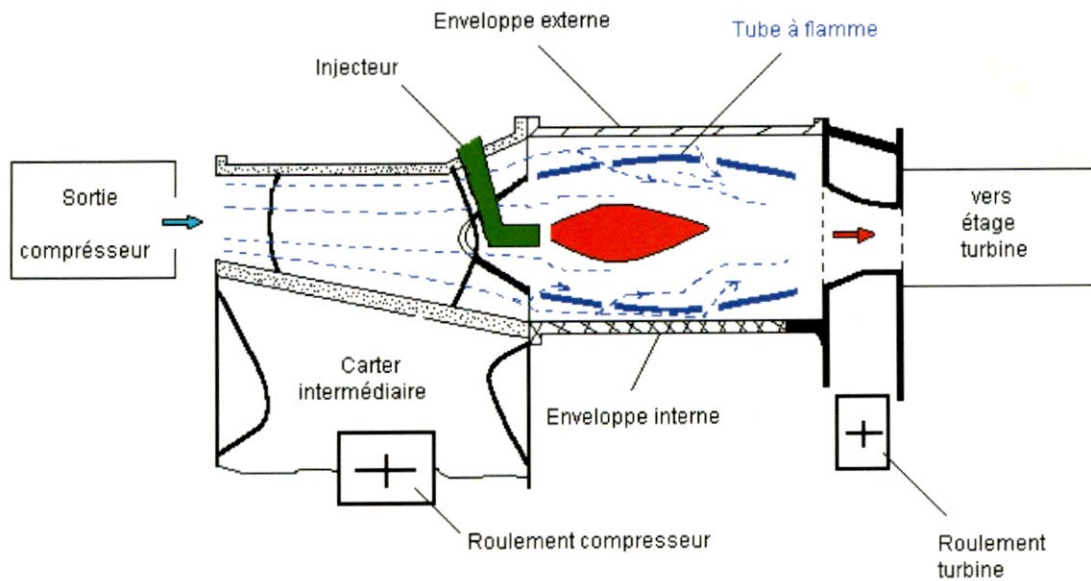


FIG III-18

III-2-a/ Chambre individuelles :

Nous allons représenter cette dernière à l'aide d'une coupe transversale et longitudinale (figure III-19-20).

Les chambres individuelles sont réparties autour de l'axe longitudinal du réacteur.

Elles sont reliées entre elles par une rampe d'inter-communication qui permet la propagation de la flamme au démarrage, car seules deux chambres sont équipées d'allumeurs.

Ces allumeurs sont généralement en position (4 heure, 8 heure). Un drain relie le point bas des chambres à l'extérieur et est ouvert pendant le cycle de démarrage (obligatoire sur toute chambre).

Nous voyons à l'aide de la coupe longitudinale, que l'air se sépare en entrant dans le tube à flamme en deux débits, nous distinguerons plus particulièrement le débit d'air pénétrant dans les aubages de turbulence, appelé air primaire et le restant que nous appellerons air de refroidissement.

Remarque :

Ce type de chambre fut l'un des premiers à être adoptée, car la mise au point de chambres de petite dimension est plus aisée. En outre, ce dispositif permet l'interchangeabilité d'une chambre et nécessite peu de démontage.

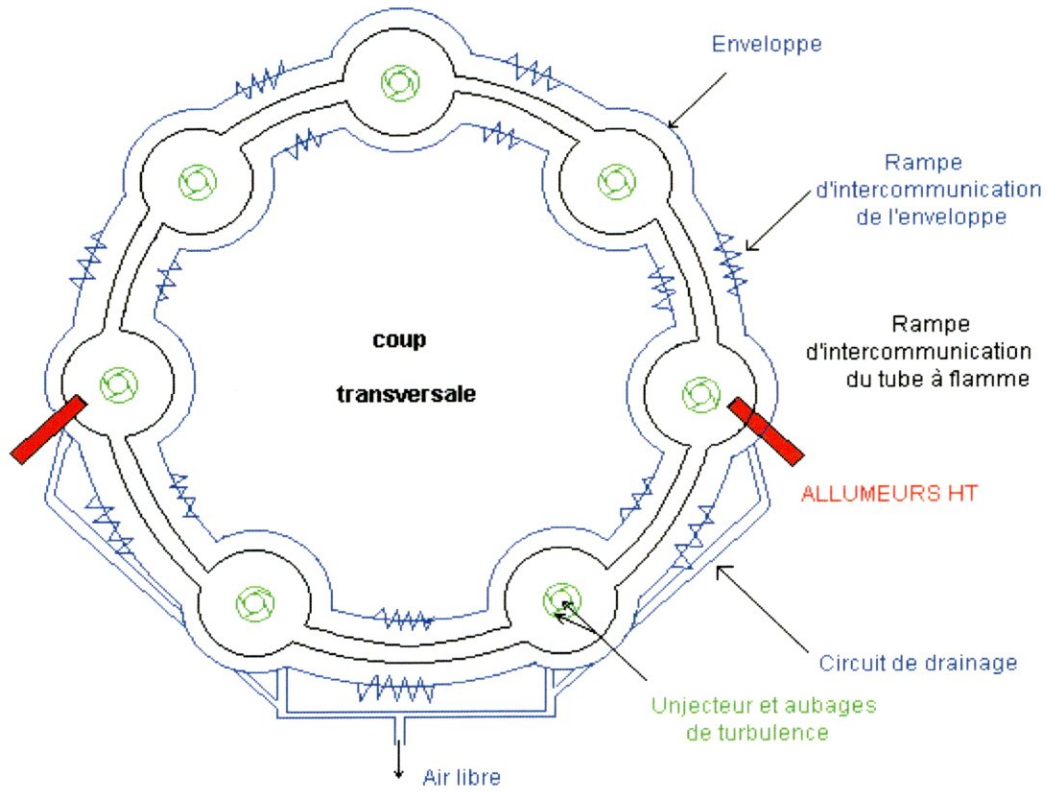
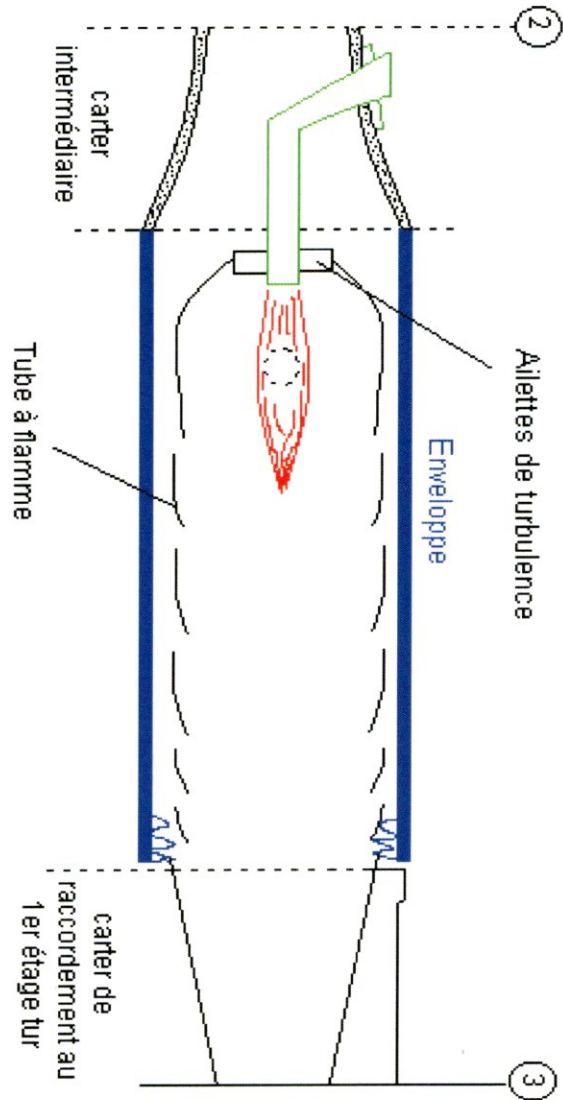


FIG III-19



Dernicoupe longitudinale d'un tube à flamme et de son enveloppe

FIG III-20

III-2-b/ Chambre annulaire (figure III-21) :

A l'aide des deux vues en coupe précédente, nous remarquons que ce type de chambre ne comporte qu'une enveloppe externe et une enveloppe interne. Ces deux

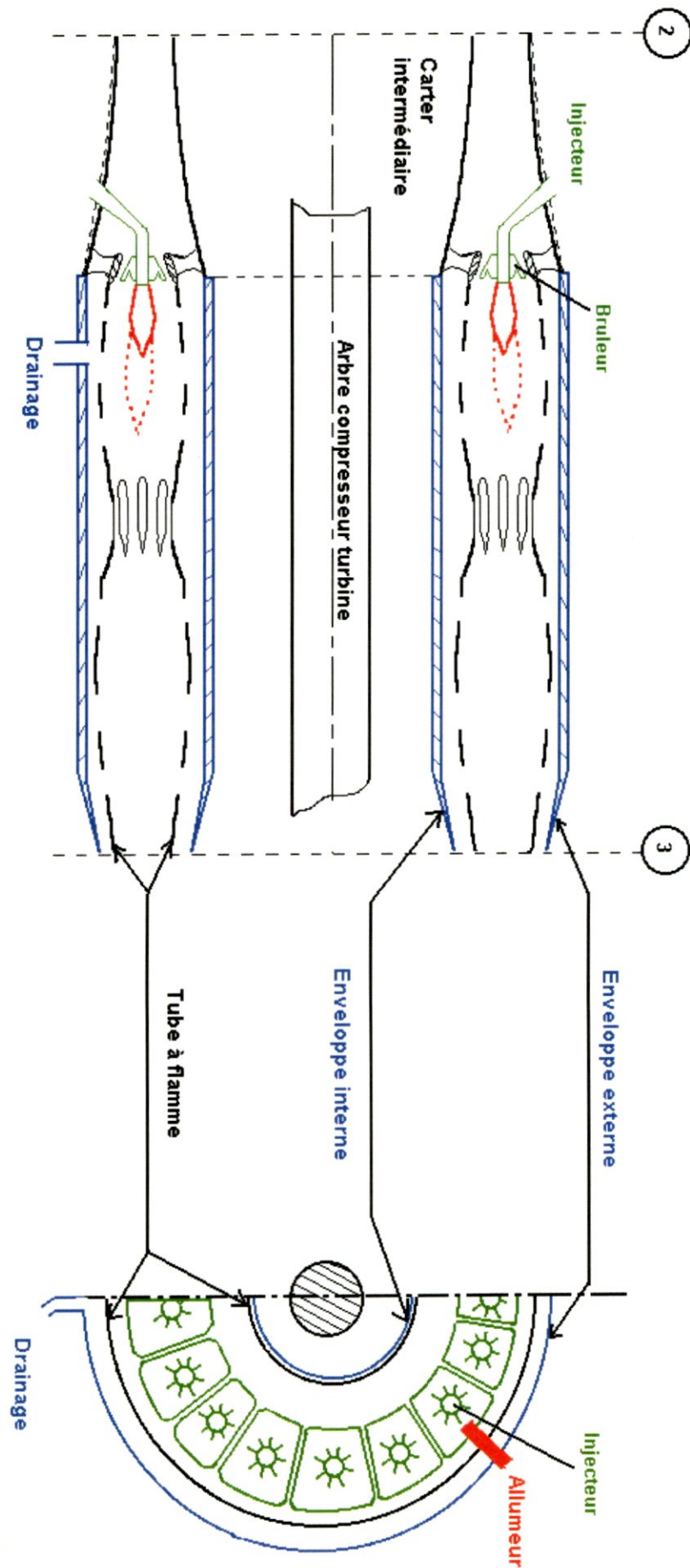
enveloppes se présentent sous la forme de cylindres concentriques ayant leurs axes confondus avec celui du réacteur.

Le tube à flamme se présente également sous la forme de deux tôles pseudo cylindriques, concentrique et elles sont centrées à l'avant par l'intermédiaire de porte-injecteurs appelés brûleurs.

La flamme est accrochée aux injecteurs et aux brûleurs. Ceux-ci étant relativement proches, donnent à la flamme la forme d'un anneau de feu.

Remarque :

Ce type de chambre possède un meilleur rendement que le précédent et utilise au mieux le volume disponible pour la combustion, mais sa mise au point est très délicate. Il est retenu par les motoristes français SNECMA et TURBOMECA et par d'autres motoristes étrangers.

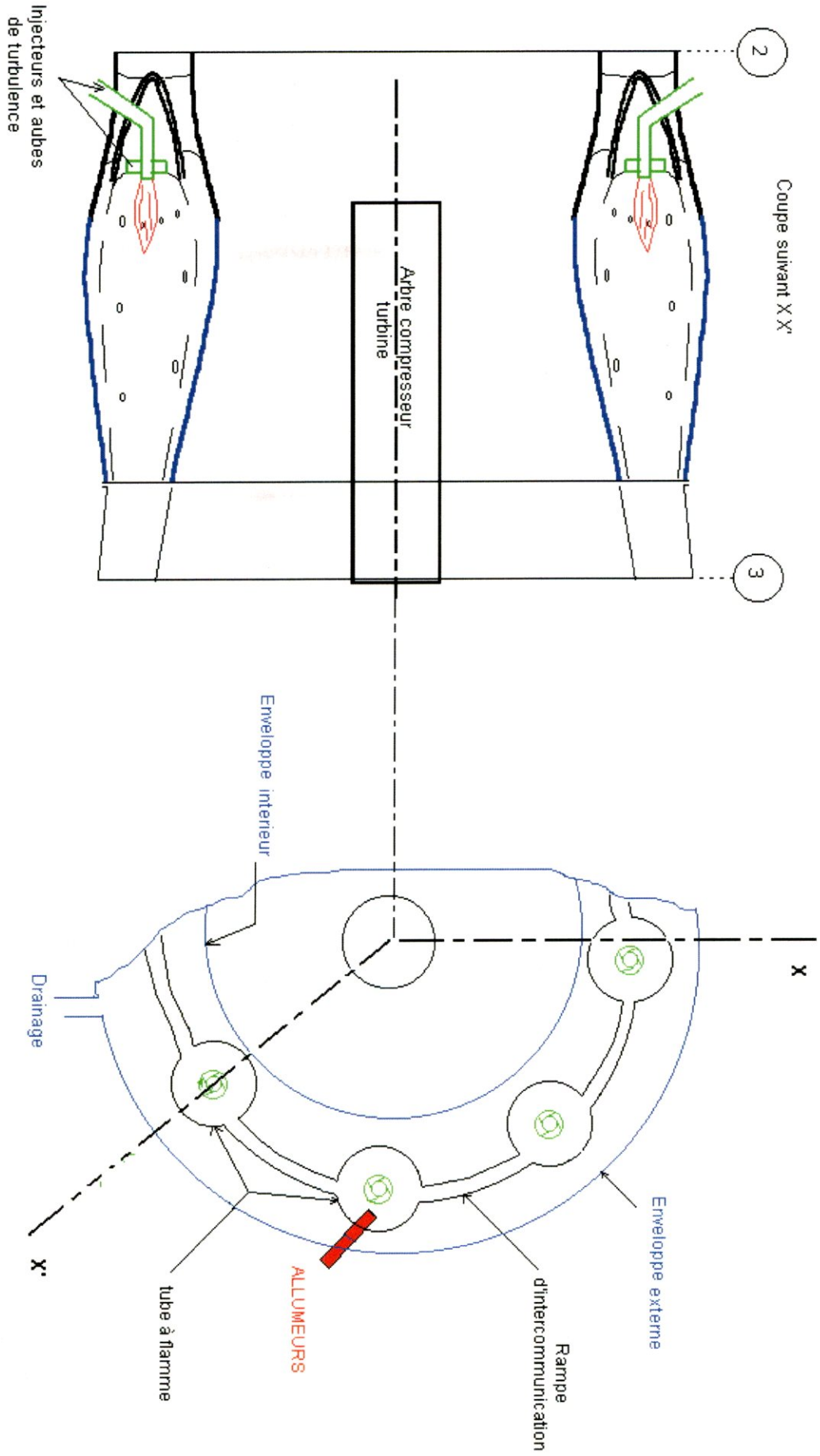


CHAMBRE ANNULAIRE

FIG III-21

III-2-c/Chambre Turbo- annulaire (figure III-22):

Ce type de chambre résulte d'un compromis effectué entre les deux types précédant. Elle est constituée par des tubes à flamme réunis entre eux par des tubes d'intercommunications enfermés dans deux enveloppes concentriques externe et interne. Le refroidissement est bien meilleur que celui des chambres individuelles.



Chambre Turbo annulaire (mixte)

FIG III-22

III- b/ Les différents types de combustibles :

III-b-1/Définition :

On appelle combustible, les combinaisons de carbone qui en brûlant, dégagent une forte quantité de chaleur.

D'après son état physique, le combustible se présente sous forme **SOLIDE**, **LIQUIDE** ou **GAZEUX**.

A/ combustible gazeux :

Essentiellement gaz naturels de pétrole liquéfiés. Le combustible gazeux est introduit avec l'air de la charge sous forme homogène et le mélange est enflammé par jet de combustion d'appoint à provoquer l'inflammation du mélange air – gaz.

Le fait de comprimer de façon à peu près adiabatiques à **35** ou **40** bars un mélange d'air et de gaz.

Les gaz répondants le mieux à cette forme sont le **Méthane** et le **Propane**, leur comportement dans le moteur à étudier d'une part en mélange stoechiométrique (**richesse 1**) et d'autre part , en mélange pauvre (**richesse 0.65**).

L'étude s'étend au comportement de gaz pour différentes températures du mélange aspiré, ce qui modifie la température de la charge gazeuse en fin de compression.

B/ combustibles solides :

C'est fondamentalement le bois, soit sous sa forme actuelle, soit sous sa forme fossile pour il devient charbon.

C/combustibles liquides :

La croyance populaire a toujours attribué aux bitumes, naphthes pétroles, une nature et une origine totalement inorganique.....ils étaient, bien évidemment de même nature que le roche d'où ils suintaient.

Le nom même de pétrole (**huile de pierre**) liquide.

Les pétrole sont doués (**pouvoir rotatoire**) d'un rayon de lumière naturelle comme une onde radio.

D'après le mode d'obtention, on distingue, les combustibles **NATURELS** et **ARTIFICIELS**.

	solide	Liquide	gazeux
Combustibles naturels	Anthracite, houille, bois, etc.....	Pétrole	Gaz naturel
Combustibles artificiels	Charbon de bois, coque de houille, Résidus de l'industrie de bois etc. ...	Mazout, fuel, oïl essence, gazoline, alcool etc.....	Gaz d'eclairage, gaz de fours à coque, gaz de gazogène, mélange propane, butane etc.....

III-C/ Etude thermodynamique de la combustion :

III-C-1 Généralité :

A/Système :

Un système est une partie de l'univers constituée par l'objet que l'on étudie. Lorsqu'on parle de système on isole cet objet par la pensée du reste de l'univers qui est appelé milieu extérieur.

D'une façon générale, les substances, dont nous voulons étudier l'évolution, vont constituer le système.

Exemple :

n moles de gaz dans les conditions normales.

On les suppose (fig 23) pour la commodité du raisonnement, enfermées dans un corps de pompe fermé par un piston

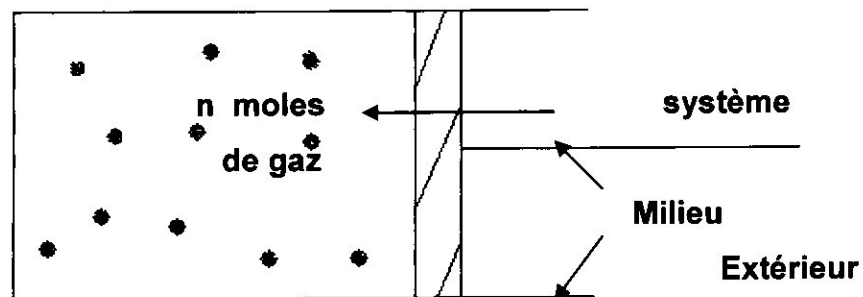


FIG III-23

b -Température :

Caractérise l'état d'un corps (**froid- chaud**).La température d'un corps est mesurée à l'aide d'un thermomètre.

En thermodynamique, on utilise l'échelle absolue donnée en 0°K (**degré KELVIN**) avec $T^{\circ}(\text{K})= t(^{\circ}\text{C}) +273.15$.

c- Quantité de chaleur :

C'est l'énergie calorifique ou thermique échangée par un corps ou cours d'une variation de température ΔT . avec un symbole **Q**.

III-C-2/ Energie interne :

L'énergie interne est une grandeur caractéristique d'un état donné du système, et elle caractérise l'évolution de ce système.

En d'autre terme c'est la somme de travail **W** et la quantité de chaleur **Q**.

A l'échelle microscopique, l'énergie interne **U** est la constibution d'un certain nombre d'énergie du système.

$$U=U_a+U_i+U_m+U_p, \text{ avec:}$$

U_a:Energie interne- atomique (énergie de liaison).

U_i : Energie interne- moléculaire (énergie de liaison).

U_m : Energie de cohésion.

U_p : Energie d'agitation atomique et moléculaire.

ΔU Est positive si le système reçoit de l'énergie.

ΔU Est négative si le système fournit de l'énergie.

Tout échange d'énergie entre le système **S** et le milieu extérieur **M_E** se fait sous forme de chaleur soit sous forme de travail soit sous les deux formes.

Remarque :

L'énergie interne d'un système isolé est constante car :

$$W=Q \Rightarrow \Delta U=0 \Rightarrow U=\text{Constante.}$$

III-C3/ Expression générale du premier principe :

Le premier principe affirme le caractère indestructible de l'énergie. Désignons par **W** et **Q** le travail et la chaleur échangée par un système avec le Milieu extérieur qui l'amène d'un état **1** à un état **2**, (cas des transformations thermomécaniques). Le premier principe affirme que cette quantité d'énergie échangée sous forme de travail et de chaleur est la somme **W+Q** qui s'exprime par l'égalité suivante :

$$W+Q=U_2-U_1 = \Delta U = \text{Cte}$$

III-C-4/ Transformation réversible :

Quand un système évolue en fonction du temps, nous disons que la transformation qu'il subit est **réversible** lorsque à chaque instant de son évolution, l'état momentané du système peut être défini par des valeurs bien déterminées des variables macroscopiques. Ces valeurs des variables macroscopiques possèdent des valeurs sensiblement uniformes en tous les points d'une phase homogène et restent infiniment voisines des valeurs qui correspondent à un état d'équilibre du système.

III-C-5/Transformation irréversible :

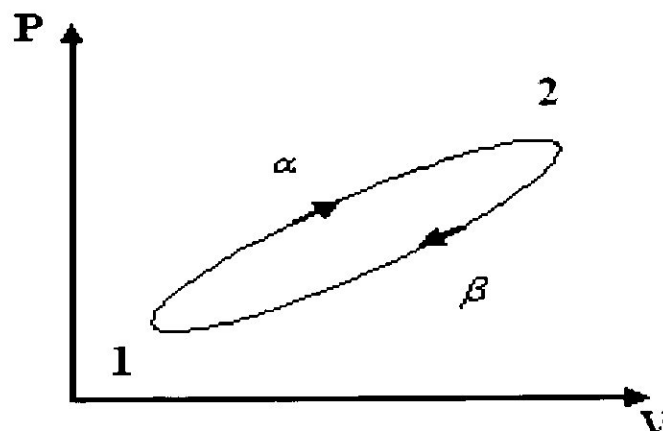
La transformation du système peut être considérée, à des infiniment petites près des variables. Comme une succession continue d'états d'équilibre infiniment voisins. Ceci implique que la transformation envisagée soit infiniment lente. Dans ce cas, il suffit de modifier infiniment peu les facteurs qui déterminent le sens de l'évolution pour inverser le sens de la transformation. Ce type de transformation n'existe pas dans la réalité mais peut être pris comme modèle idéal. Une transformation réversible réelle ou irréversible.

III-C-6/ Expression de premier principe pour un système fermé :➤ **Principe de l'équivalence :**

On considère un système **S** qui décrit une transformation thermodynamique fermée (**cycle**). sous le diagramme de **CLAPYRON** (**P, V**), cette transformation sera représentée par une courbe **1 α 2 β** dont la forme peut être quelconque.

Au cours de cette transformation, le système échange avec le milieu extérieur un travail **W** et une quantité de chaleur **Q**. le premier principe peut être exprimé en disant que \forall la forme de la courbe représentant la transformation, les grandeurs **W** et **Q** sont liées par la relation suivante :

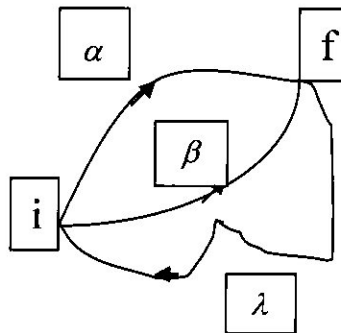
$$(W+Q)_{\text{cycle}}=0 \quad \text{ou} \quad W_{\text{cycle}}=-Q_{\text{cycle}}.$$



➤ Principe de l'état initial et de l'état final :

Soient les transformation suivants d'un état initial (**i**) à un état final (**f**) avec $i \neq f$.

- Cycle $i\alpha f\lambda i$ $W_\alpha + Q_\alpha + W_\lambda + Q_\lambda = 0$



- Cycle $i\beta f\lambda i$ $W_\beta + Q_\beta + W_\lambda + Q_\lambda = 0$

En égalisant les deux équations, on aura :

$$W_\alpha + Q_\alpha + W_\lambda + Q_\lambda = W_\beta + Q_\beta + W_\lambda + Q_\lambda$$

On en déduit :

La quantité $(W+Q)$ échangé au cours d'une transformation $i \rightarrow f$ est indépendant du chemin suivit et ne dépend donc des état d'équilibres initial et final.

Il en résulte que lorsque le système passe de l'état (**i**) à l'état (**f**), la somme $W+Q$ a une valeur fixe du système et ne dépend pas de l'évolution de celui-ci entre ces deux états.

III-C-7/ Enthalpie :

Le premier principe permet tous les cas, de faire le bilan de l'énergie ; en individualisant une certaine masse de gaz subissant une évolution.

On pourra toujours écrire que la variation de énergie interne est égale à la différence des quantité algébriques de chaleur reçue et des quantités algébriques de travail fournie pour l'énergie interne, on a trouve :

$$\Delta V = C_p \Delta T - (\Delta v) \text{ à } P = C^{te}.$$

D'après les définitions de l'enthalpie :

$$H = U + PV.$$

On peut écrire :

$$H = U + PV \text{ à } P = C^{te}.$$

$$H = C_p T - PV + PV = C_p T.$$

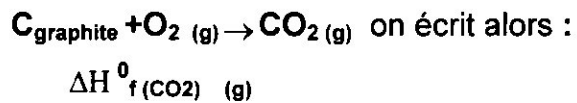
III-C-8/ Enthalpie de formation :

Dans les tables thermodynamique, on peut trouver directement la valeur de $\Delta H^0_{298 \text{ K}}$ pour certaines réaction, en particulier les réactions d'oxydation (**combustion**). enthalpies sont les enthalpies standards de formation à partir desquelles il est possible de calculer $\Delta H^0_{298 \text{ K}}$.

Par définition on appelle enthalpie standards de formation d'un corps dans un état physique donné, la variation d'enthalpie correspondant à la réaction de formation, dans les conditions standards d'une mole de ce corps pur à partir des corps simples pris également dans les conditions standards .Elle est symbolisée par ΔH^0_f . elle est **nulle** pour un corps simple.

$$\text{Ainsi } \Delta H^0_{f(\text{Na})} = 0 \quad \Delta H^0_{f(\text{Fe})_s} = 0 \dots\dots$$

La variation de l'enthalpie standard de formation de l'oxyde carbonique CO_2 à l'état gazeux est égale à la variation d'enthalpie de la réaction :



Et sa valeur est **-94,05 Kcal** d'après les tables

$$\Delta H^0_{\text{f}(\text{CO}_2) (\text{g})} = \mathbf{-94,05 \text{ Kcal/mole.}}$$

On a ainsi mesuré ou calculé les enthalpies de formation standard de nombreux composés. Nous donnons quelques valeurs dans le tableau suivant :

Réaction	Composé forme	En Kcal/mole
$H_2 + \frac{1}{2}O_2$	H_2O (g)	-57,80
$H_2 + \frac{1}{2}O_2$	H_2O L	-68,32
$S + O_2$	SO_2 (g)	-70,96
$S + \frac{3}{2}O_2$	SO_3 (g)	-94,48
$C_{gr} + O_2$	CO_2 (g)	-94,05
$C_{gr} + O_2$	CO (g)	-26,42
$C_{gr} + 2H_2$	CH_4 (g)	-17,8
$2C_{gr} + 2H_2$	C_2H_6 (g)	-24,82
$2C_{gr} + H_2$	C_2H_4 (g)	+12,50
$2C_{gr} + H_2$	C_2H_2	+54,19
$S + H_2$	SH_2	-4,82
$Na_{sol} + \frac{1}{2}Cl_2$	$Na Cl$	-98,23

Les enthalpies de formation des corps simples étant nulles si l'enthalpie de formation d'un composé est négative ce composé est plus stable que ses éléments et si l'enthalpie de formation est positive le composé est moins stable. En comparant les composés entre eux le plus stable est celui qui aura l'enthalpie de formation la plus faible.

Par exemple :

$\text{SO}_2(g)$ ($\Delta H_f^0 = -70,96$) est moins stable que $\text{SO}_3(g)$ ($\Delta H_f^0 = -94,45$).

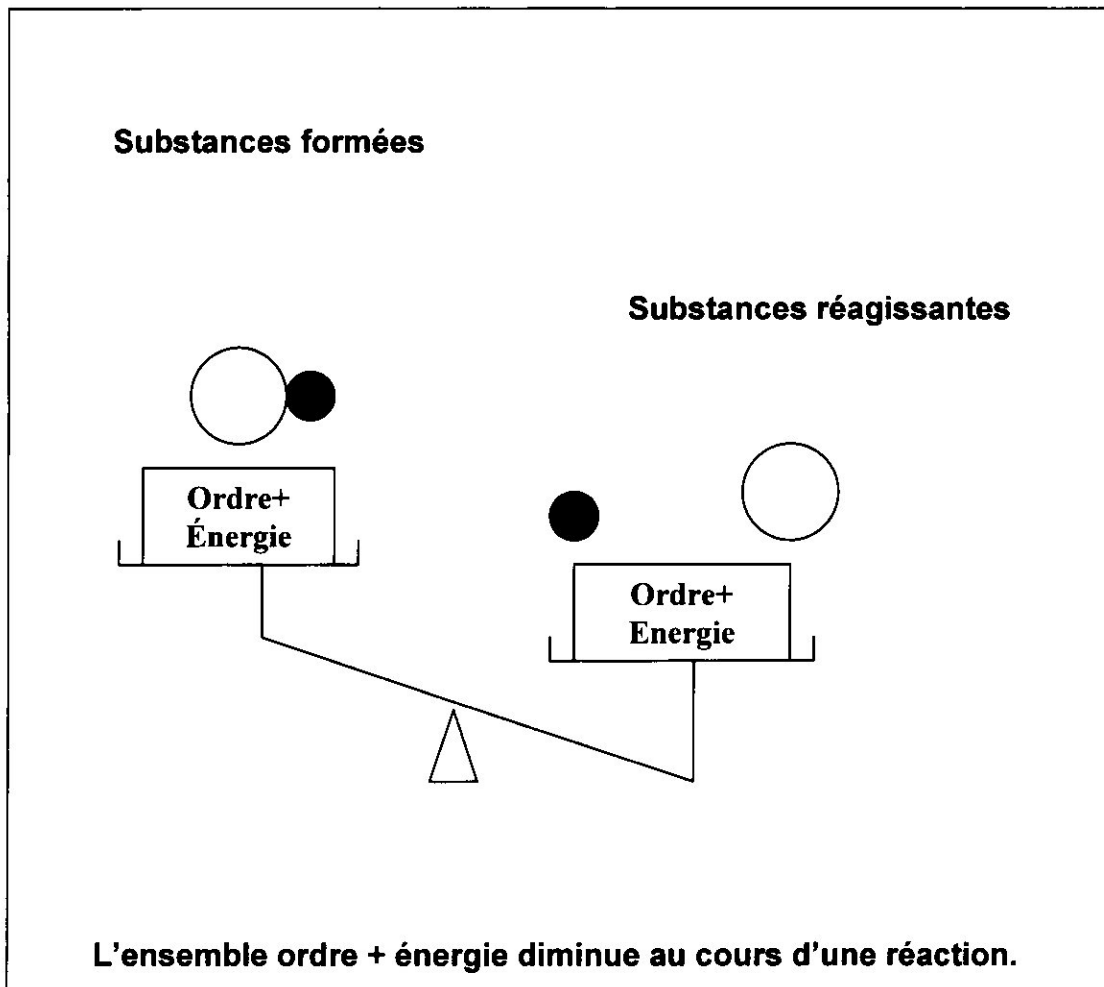
Le méthane ($\Delta H_f^0 = -17,89$) est plus stable que l'éthylène ($\Delta H_f^0 = +12,50$).

III-C-9/ L'enthalpie libre :

Les réactions chimiques se produisent à la suite de chocs entre les molécules des réactifs. Des atomes étant libres, leurs unions dans un sens ou dans l'autre dépendent :

- De l'énergie de la liaison formée : elle a tendance à être la plus élevée possible ;
- Du désordre, c'est-à-dire du nombre d'états microscopiques, qui a tendance à être le plus élevé possible.

Par suite, l'évolution d'un système chimique aura tendance à se faire dans le sens des liaisons les plus solides et de la structure la moins organisée.



On relie ces deux aspects qui conditionnent les transformations des systèmes en introduisant une nouvelle fonction : l'enthalpie libre G .

L'enthalpie libre est la différence entre l'enthalpie et le produit de l'entropie par la température.

$$G = H - TS$$

Combinaison de fonction d'état, l'enthalpie libre est donc elle-même une fonction d'état.

Nous allons nous intéresser essentiellement à la variation de G entre un état initial et un état final, soit ΔG . La possibilité d'évolution est, nous allons le voir, directement liée à cette variation.

III-C-10/ Expression de l'entropie :

Ces expressions seront obtenues par combinaison du premier principe de la thermodynamique, nous choisiront pour établir ces nouvelles relations un processus réversible. S'agissant de la variation d'une fonction d'état choisi importe peu qu'il soit réversible ou irréversible. Rappelons que pour un Processus réversible $G=0$ et la température du système est la même que la température du système extérieur.

A/ Entropie en fonction des variable T et V :

Le premier principe s'exprime par l'égalité : $dU = \delta Q + \delta W$

$\frac{\partial Q}{T} = ds$ pour un processus réversible et $\delta W = -pdV$, d'où l'on tire :

$$dU = TdS - PdV \text{ et } dS = CV \frac{dT}{T} + R \frac{dV}{V} \text{ car } P = \frac{RT}{V}$$

Si le système considéré est gazeux (**gaz parfait**), cette expression s'écrit puisque $dU = CVdT$, donc :

$$CVdT = TdS - PdS \text{ et } dS = CV \frac{dT}{T} + R \frac{dV}{V}$$

S étant une fonction d'état, cette nouvelle expression de l'entropie est que la transformation soit réversible ou irréversible.

On voit donc que l'entropie liée à une variation de volume à température constante va donnée par :

$$dS = \frac{RdV}{V} \text{ et } dS = \frac{dT}{T} \text{ à } v = C^{te}.$$

B/Entropie en fonction des variables T et P :

On peut exprimer l'enthalpie en fonction de **S** et **P** :

$$H = U + PV \text{ et } dH = dU + PdV + VdP$$

$$dU = TdS - PdV \text{ soit } dH = TdS + VdP$$

Pour un système gazeux (**gaz parfait**), on trouve que :

$$dH = C_p dT \text{ soit } C_p dT = TdS + VdP \text{ et } \partial S = C_p \frac{\partial T}{T} - \frac{RT}{T}$$

$$\text{Car } V = \frac{RT}{P}$$

La variation d'entropie liée à une variation de pression à température constante sera donnée par :

$$\partial S = C_p \frac{\partial T}{T} \text{ Si la pression reste constante.}$$

C/ entropie en fonction des variation V et P :

Considérons les deux nouvelles expressions de dS établies plus haut et supposons qu'il s'agit du même système (une mole de gaz parfait), on peut établir une autre relation de l'entropie en fonction des variables **V et P** s'agissant du même système, on peut écrire alors :

$$\partial S = C_v \frac{\partial T}{T} + R \frac{\partial V}{V} = C_p \frac{\partial T}{T} - R \frac{\partial V}{V} \text{ Soit :}$$

$$R \frac{\partial V}{V} = (C_p - C_v) \frac{\partial T}{T} - R \frac{\partial P}{P}$$

CP- CV=R (relation de **REGNANLT**) ce qui revient à dire que :

$$\frac{\partial T}{T} = \frac{\partial V}{V} + \frac{\partial P}{P}$$

Remplaçons la valeur de dT trouvée dans l'une ou l'autre des expressions

T

De dS , il vient :

$$\partial S = C_p \frac{\partial V}{V} + C_p \frac{\partial P}{P} - R \frac{\partial P}{P}$$

$$\partial S = C_p \frac{\partial V}{V} + C_v \frac{\partial P}{P}$$

III-D/Définition de la combustion :

La combustion est une réaction d'oxydation d'un combustible par une espèce chimique oxydante qu'on appelle **comburant**.

III-D-1/ La description des réactions par les équations chimiques :

Les réactions chimiques peuvent être décrites par des mots mais les chimistes préfèrent utiliser des équations chimiques pour décrire plus rapidement les réactions chimiques.

A/ les conventions d'écriture des réactions chimiques :

Les réactifs sont les substances qui interagissent l'une avec l'autre : ils sont représentés dans la partie gauche de l'équation .les produits sont substances formées au cours de la réaction : ils sont représentés dans la partie droit de l'équation .une flèche dirigée de gauche à droite indique que les réactifs sont transformés en produit (**exemple 01**).

Les symboles placés après les formules chimiques indiquent l'état physique des substances :

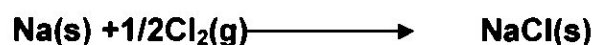
(S) =solide

(g) =gazeux

(l) =liquide

(aq) =solution aqueuse

Exemple 01 :



Les réactifs forment Des produits

B/ L'équilibration des équations, y compris les équations d'oxydoréduction :

Voici deux règles de base pour équilibrer les équations :

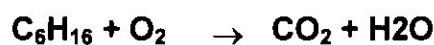
- **L'équilibration des masses :** le nombre de chaque type d'atome des deux cotés de l'équation doit être égal ;

- **L'équilibration des charges :** la charge nette des deux cotes de l'équation doit être égale.

Pour la plupart des équation, vous devriez équilibrer par l'observation (**essais et erreurs**) .L'**exemple 02** expose le concept d'équilibration des masses. Notez que l'équilibration est effectuée par essais et erreurs.

Exemple 02 :

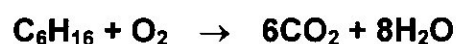
Equilibrez la réaction suivante :

**SOLUTION:**

1. Commencez par équilibrer les atomes de carbone. Il y a six (**06**) carbones sur la gauche et un carbone à droite. ajoutez un coefficient de **6** du cote droit :



2. Equilibrez l'hydrogène en remarquant qu'il a **16** atomes d'hydrogène sur la gauche et **2** atomes d'hydrogène sur la droite. ajoutez un coefficient de **8** du coté droit :



3. Equilibrez l'oxygène. Notez un total de **20**oxygène sur la droite (**12+8**) et **2**sur la gauche. ajoutez un coefficient de **10**en face de l'oxygène gaz. Voici l'équation équilibrée :



III-D-2/Réaction complète et réaction incomplète :

L'or qu'on met en présence du composé chimique, trois observations sont possibles dans le système isolé :

A/ Pas d'évolution :

Le système conserve les mêmes propriétés macroscopiques (**pression, température, composition**).

On dit qu'il n'y a pas de réaction.

- **Exemple 1:**

Mélange d'azote et d'oxygène dans la condition normale.

B/ évolution :

Mais la fin de l'évolution, c'est-à-dire la constante des propriétés macroscopique, a lieu alors qu'il coexiste substances formées et substances de départ, sans exception.

On dit que la réaction est incomplète.

- **Exemple2 :**

Réaction d'estérification à **25⁰C**et **1 atmosphère**.

C/évolution jusqu'à disparition d'une ou plusieurs substances réagissantes.

La réaction est alors totale ou complète.

- **Exemple 3:**

Action du chlore sur l'hydrogène (en présence de lumière **ultra violette**).

Ces trois exemples sont représentés dans la figure

Un système isolé, dont les propriétés macroscopiques ne varient pas, est un système en équilibre.

Les trois types d'observation conduisent à une première conclusion. L'équilibre des systèmes chimiques se manifeste, selon les substances considérées.

- Après une réaction totale.
- Après une réaction incomplète.
- Ou par l'absence de réaction.

Cependant, les résultats observés ne sont valables que dans des conditions bien déterminées. Les exemples précédents sont considérés à température et pression ordinaires.

A chaud, l'azote réagit avec l'oxygène suivant une réaction incomplète.

A température très élevée, le chlorure d'hydrogène **HCl** redonne entièrement **H₂** et **Cl₂**.

L'étude des équilibres chimiques doit permettre la compréhension et l'interprétation de ces phénomènes.

Substances De départ	Exemple d'état initial	état final correspondant
Oxygène +azote	$2\text{O}_2+3\text{N}_2$	$2\text{O}_2+3\text{N}_2$
Acide Acétique+ Alcool Ethylique	$\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}+$ CH_3COOH	$\frac{1}{3} \text{C}_2\text{H}_5\text{OH}+$ $\frac{1}{3} \text{CH}_3\text{COOH}+$ $\frac{2}{3} \text{CH}_3\text{CO}_2\text{C}_2\text{H}_5$ $+ \frac{2}{3} \text{H}_2\text{O}$
Hydrogène +chlore	H_2+3Cl_2	$2\text{Cl}_2+2\text{HCl}$

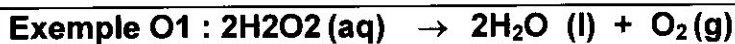
Les trios types d'observations dans un système chimique isolé.

III-D-3/ La vitesse de réaction :

Une vitesse de réaction est la vitesse moyenne à laquelle un produit est formé ou réactif est consommé (on a choisi la valeur absolue afin que la quantité soit positive) :

$$- \text{Vitesse} = \frac{\text{variation de concentration de produit ou de réactif}}{\text{Temps écoulé}}$$

Pour toute réaction dont les coefficients stœchiométriques sont différents de 1, la vitesse de variation de la formation de produit ou de la consommation de réactifs doit être divisés par le coefficient stœchiométrique. Cette procédure donne l'assurance que la même vitesse est obtenue quelque soit le participant de la réaction qui est dirigé. **L'exemple 01** montre la formule de la vitesse pour une réaction possédant plusieurs coefficient de réactifs et de produits.

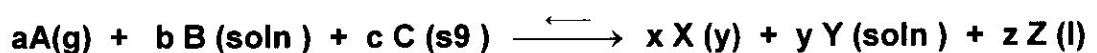


$$\text{Vitesse} = \frac{1}{2} \frac{\Delta[\text{H}_2\text{O}_2]}{\Delta T} = \frac{\Delta[\text{O}_2]}{\Delta T}$$

III-D-4/ La loi d'action de masse et la constante d'équilibre :

III-D-4-a/ La loi d'action de masse :

Pour la réaction :



La relation suivante est vraie à n'importe quelle température :

$$\frac{[\text{X}]^x [\text{Y}]^y}{[\text{A}]^a [\text{B}]^b} = K \quad \text{Ou :}$$

[] : est la concentration à l'équilibre.

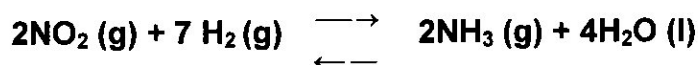
K : est la constante d'équilibre.

Notez que ni **Z (l)** ni **C (s)** n'apparaît dans la formule de **K** parce que la concentration des phases de liquides purs ou les solides purs ne sont pas des équations à l'équilibre.

L'exemple 02 montre comment construire une expression de **K**.

Exemple 02 :

Quelle est la formule de la constante d'équilibre pour cette réaction ?



$$K_{eq} = \frac{[\text{NH}_3]^2}{[\text{NO}_2]^2 [\text{H}_2]^7}$$

La concentration en eau n'est pas incluse dans la formule de la constante d'équilibre parce que c'est une phase de liquide pur.

III-D-4-b / La constante d'équilibre :

Les points qu'il importe de se rappeler :

1. **K** est une constante pour n'importe quelle réaction donnée aussi longtemps que la température ne change pas.
2. **K** détermine qui, des produits ou des réactifs, a la plus grande concentration à l'équilibre.
3. Comme **K** est déterminée par la concentration des réactifs et des produits finaux, elle ne dépend pas du nombre d'étapes intermédiaires du mécanisme de la réaction.

4. Si K est supérieure à 1, il y a plus de produits que de réactifs à l'équilibre et la réaction « est déplacée vers la droite ».
5. Si K est inférieure à 1, il y a plus de réactifs que de produit à l'équilibre et la réaction « est déplacée vers la gauche »

III-D-5/ la constante d'équilibre et ΔG :

La relation fondamentale entre ΔG et K :

$$\Delta G = -RT \ln K$$

Peut être tirée de la formule de K : $\ln K = \frac{\Delta G}{-RT}$

Dans laquelle $R=8.314 \text{ J/K}$. l'exemple 03 montre comment calculer la valeur de K en connaissant la valeur de ΔG .

Comprendre la relation qualitative entre ΔG et K est plus important qu'être capable de calculer l'un à partir de l'autre. gardez à l'esprit le résumé suivant de la relation entre ΔG et K lorsque vous avez affaire à des situations d'équilibre :

A/ Quand $\Delta G = 0$, $K = 1$

Montants égaux de réactifs et de produits, aucun cote n'est énergétiquement favorisé.

B/ Quand $\Delta G < 0$, $K > 1$.

Plus de produit que de réactifs, donc la cote produite est énergétiquement favorisée.

C/ Quand $\Delta G > 0$, $K < 0$.

Plus de réactifs que de produits, donc le coté réactifs est énergétiquement favorisé.

Exemple 03 :

Calculez la constante d'équilibre de la réaction avec $\Delta G = -18.7 \text{ KJ}$ à 25°C

$$\text{Dans } K = \frac{-\Delta G}{RT} = \frac{(18.7 \times 10^3 \text{ J})}{(8.314 \text{ J / K})(298 \text{ K})} = +7.55$$

$$K = 1.9 \times 10^3$$

CHAPITRE IV METHODE DE CALCUL DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET DE LA

COMPOSITION DES GAZ BRULES

CHAPITRE IV

METHODES DE CALCUL DE LA
TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET DE LA COMPOSITION
DES GAZ BRULES

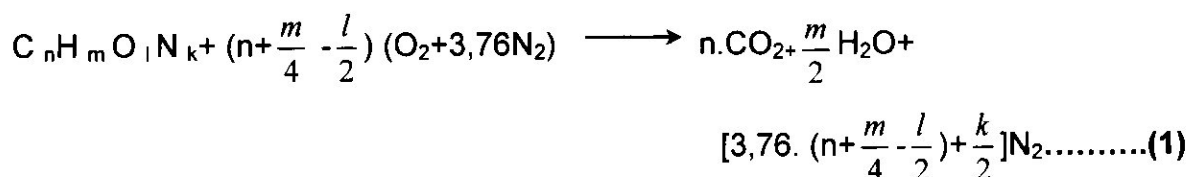
**CHAPITRE IV METHODE DE CALCUL DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET DE LA
COMPOSITION DES GAZ BRULES**

III-1/ASPECT DE LA COMBUSTION :

III-1-1/DEFINITION :

III-1-1-1/COMBUSTION STOECHIMETRIQUE :

La combustion stoechiométrique est la combustion qui caractérise chaque composé chimique. Elle la proportion suivant laquelle les corps se combinent entre eux. La stoechiométrie permet d'établir les bilans réactionnels et exprime l'aspect quantitatif fondamental des réactions chimiques. On la qualifie d'une combustion complète puisqu'elle conduit aux seuls produits finaux [CO₂, H₂O, et N₂] (sans excès d'air). Une telle réaction peut être écrite sous la forme :



Et la quantité d'air nécessaire à la combustion d'une mole de C_nH_mO_lN_k est de

$$4,76 \cdot \left(n + \frac{m}{4} - \frac{l}{2}\right) \text{ moles.}$$

III-1-1-2/COMBUSTION REELLE :

Mais dans la pratique, il est impossible d'obtenir un mélange parfait et de composition uniforme.

Pour éviter la composition incomplète, on introduit un excès d'air et la mélange sera alors défini par un nouveau paramètre (α) appelé coefficient d'excès d'air :

$$\alpha = \frac{\left(\frac{V_{air}}{V_{comb}}\right)_{réel}}{\left(\frac{V_{air}}{V_{comb}}\right)_{stoech}}$$

**CHAPITRE IV METHODE DE CALCUL DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET DE LA
COMPOSITION DES GAZ BRULES**

V : désigne le volume

L'inverse de α , ($r_c = \frac{1}{\alpha}$), appelé richesse est noté r_c .

Un mélange est dit pauvre si $r_c < 1$ ($\alpha > 1$) et les produits de combustion seront (CO_2 , H_2O , O_2 , et N_2). un mélange est dit riche si $r_c > 1$ ($\alpha < 1$) et les produits de combustion seront (CO_2 , H_2O , CO , H_2 et N_2).

III-1-1-3/REACTION ELEMENTAIRES :

La réaction globale de la combustion (1) n'exprime en fait qu'un bilan de masse et d'énergie mais ne reflète nullement le mécanisme réel du processus de transformation.

La réaction globale n'est donc qu'une succession de réaction plus simples appelées étapes élémentaires, qui ne mettent en jeu simultanément que deux ou au plus trois partenaires appelés intermédiaires.

Dans le cas de la combustion, ces derniers peuvent être des molécules ou des radicaux libres, lesquels jouent un rôle primordial (CH_3 , OH , H , O ,...).

III-1-1-4/LIMITE D'EXISTENCE D'UNE COMBUSTION :

A température ambiante, un mélange du combustible et d'air ne donne en générale lieu à aucune réaction chimique.

Les réactions élémentaires ne sont possibles que si les espèces chimiques interviennent dans une structure plus riche en énergie, que leur structure normale, c'est ce qu'on appelle état actif. Ce dernier peut être obtenu, soit par activation thermique, par activation catalytique ou par radiation.

Aussi une combustion ne peut avoir lieu que dans des mélanges compris entre certaines limites décompositives dites limites d'inflammabilité.

L'explication de l'existence de ces limites intrinsèques n'est pas facile. Mais on attribue cette contrainte à deux conditions, l'une cinétique et l'autre thermique qui se conjuguent pour fixer dans ce domaine, la concentration des

**CHAPITRE IV METHODE DE CALCUL DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET DE LA
COMPOSITION DES GAZ BRULES**

radicaux libres à une valeur inférieure à une valeur critique définie par la compétition entre les réactions de ramification et de rupture de ces radicaux.

III-1-2/MECANISME REACTIONNEL PROPOSE :

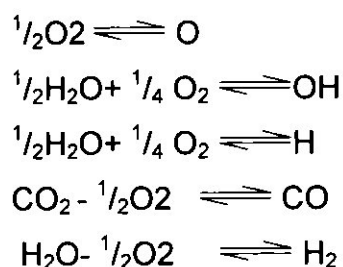
III-1-2-1/PRESENTATION DU MECANISME REACTIONNEL :

En réalité, toute réaction chimique est complexe faisant intervenir plusieurs réactions élémentaires et différentes espèces intermédiaires (comme les radicaux libres) qui sont absents de la composition des gaz frais et que l'on ne trouve qu'à l'état de traces dans les gaz brûlés.

La combustion d'un hydrocarbure ordinaire fait intervenir de l'ordre de 300 étapes intermédiaires et 50 espèces chimiques.

Il est donc hors de question de résoudre analytiquement un phénomène lié à la combustion sans avoir pu, auparavant, simplifier le schéma cinétique pour le réduire à quelques étapes susceptibles d'être traitées.

Dans cette approche, le schéma considéré met en jeu les réactions élémentaires en équilibre chimique qui sont (pour $r_c = 1$) :



III-2/ LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE:

La température d'équilibre d'une flamme << TADF >> (ou température d'équilibre) est la température maximale atteinte par les produits de combustion dans une réaction chimique en l'absence d'échange de chaleur.

III-2-1/L'IMPORTANCE DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE :

La <<TADF>> est une grandeur purement théorique, mais sa connaissance constitue un intérêt pratique imminent ; en effet :

1°/ La <<TADF>> constitue la température maximale que l'on peut prendre en considération pour le calcul des combustions thermiques.

2°/ La <<TADF>> sera la première approximation nécessaire au calcul des transferts thermique.

3°/l'initialisation de la solution du système d'équation dans la phase de combustion se fait à l'aide de la <<TADF>> pour la simulation de la combustion dans le moteur diesel.

III-3/DEFINITION DU PROBLEME :

Le calcul de la température d'équilibre <<Te>> résulte entre les calories dégagées par la réaction et celles absorbées par l'échauffement des produits de combustion et par les processus endothermique de formation de ces derniers.

Le système d'équilibre à résoudre comprend :

- Les équations de conservation des atomes (une pour chaque sorte d'atome).
- les équations décrivant la loi de constante d'équilibre (une pour chaque réaction fictive).
- L'équation représentant le bilan thermique du système.

Le problème consiste à élaborer un programme de calcul permettant la résolution du système d'équation de réaction des équilibres chimiques. Ces calculs qui permettant à partir :

- De la composition du mélange carburé et des chaleurs de formations.
- Des constantes d'équilibre.
- Des chaleurs de formation des produits
- De la variation d'enthalpie molaire des produits entre la température de référence (0°C, ou 298,15k).

COMPOSITION DES GAZ BRULES

De calcul :

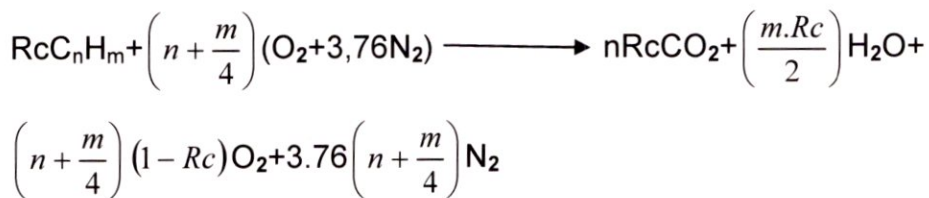
- La température d'équilibre <<Te>>
- La composition des gaz brûlés à l'équilibre.

III-4/DETERMINATION DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET LA COMPOSITION A L'EQUILIBRE :

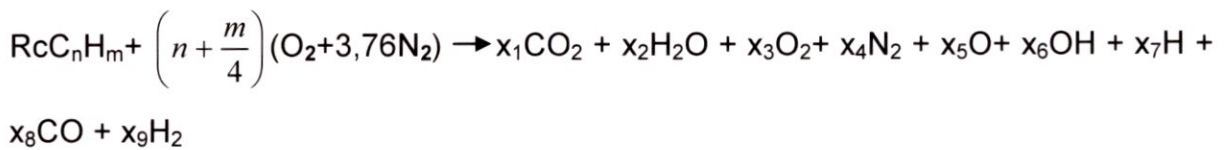
MISE EN EQUATION :

L'équation de réaction s'écrit :

- Pour la combustion complète :



- Pour la combustion réelle :



On va calculer la température d'équilibre pour le cas de la combustion complète avec la méthode de DICHOTOMIE :

$$Q+W = HP-HR$$

$$= \sum_P n_s (hf + \Delta H_s) - \sum_R n_e (hf + \Delta H_e)$$

Condition adiabatique:
$$\boxed{\sum_P n_s (hf + \Delta H_s) = \sum_R n_e (hf + \Delta H_e)}$$

COMPOSITION DES GAZ BRULES

$$H_R = (R_C) [hf(C_nH_m) + \Delta H_S(C_nH_m)] + \left(n + \frac{m}{4}\right) [hf(O_2) + \Delta H_S(O_2)] + 3.76 \left(n + \frac{m}{4}\right) [hf(N_2) + \Delta H_S(N_2)]$$

$$\Delta H_S = c_p \Delta T = c_p(T_2 - T_1)$$

$T_1 = 25^\circ\text{C}$ et pour les réactives $T_2 = 25^\circ\text{C}$

$$H_R = (R_C) [hf(C_nH_m)] + \left(n + \frac{m}{4}\right) [hf(O_2)] + 3.76 \left(n + \frac{m}{4}\right) [hf(N_2)] \quad (\text{à } 25^\circ\text{C})$$

$$hf(O_2) = 0$$

$$hf(N_2) = 0$$

$$H_R = (R_C) [hf(C_nH_m)]$$

$$H_P = (nR_C) [hf(CO_2) + \Delta H(CO_2)] + \left(\frac{m \cdot R_C}{2}\right) [hf(H_2O) + \Delta H(H_2O)] +$$

$$\left(n + \frac{m}{4}\right) (1 - R_C) [hf(O_2) + \Delta H(O_2)] + 3.76 \left(n + \frac{m}{4}\right) [hf(N_2) + \Delta H(N_2)]$$

$$F(t) = H_P - H_R$$

Commentaires sur les graphes :

- pour la **Gph (III-1)** on remarque que température varie proportionnellement avec la richesse.
- pour la **Gph (III-2)** on remarque que la fraction molaire de CO_2 varie proportionnellement avec la richesse.
- pour la **Gph (III-3)** on remarque que la fraction molaire de H_2O varie proportionnellement avec la richesse.
- pour la **Gph (III-4)** on remarque que la fraction molaire de N_2 est indépendante de la richesse.
- pour la **Gph (III-5)** on remarque que la fraction molaire de O_2 varie inversement proportionnellement avec la richesse.

CONCLUSION

L'étude et la méthodologie de calcul de l'état des gaz de fin de combustion (température et compositions), ainsi les estimations théoriques des grandeurs nécessaires au calcul ont fait l'objet de ce travail.

Les résultats obtenus ont permis d'expliquer le processus de combustion d'un carburant C_8H_{18} (par exemple) dans l'aire, ainsi de les représenter en graphique sur les figures.

Il convient de rappeler que tous les calculs exposés dans ce travail sont fondés sur l'hypothèse de l'équilibre thermodynamique néanmoins, lorsque les évolutions son très rapides, il peut être alors nécessaire de tenir compte des écarts à l'équilibre.

En fin, il est nécessaire de souligner que le développement de notre civilisation industrielle sans précaution, laisse apparaître des conséquences des émissions de sertis polluant provenant de la combustion dont le volume cumulé n'est pas négligeable pour notre planète. Il est nécessaire de prendre en compte les émissions de polluants dan la combustion.

Les concentrations de polluants atteints en mélange pauvre, mais généralement les polluants émis résultent d'états faux équilibre.

BIBLIOGRAPHIE

Ouvrages :

[1] Recherche et témoignages

◆ Auteur : G.DESOETE ET A.FEUGIER

◆ Edition : 1976

[2] ASPECTS FONDAMENTAUX DE LA COMBUSTION EN PHASE GAZEUSE

◆ Auteur : G.DESOETE

◆ Edition : 1976

Thèses ::

[1] Température d'équilibre et état des gaz brûlés d'une combustion adiabatique isobare C_3H_8 dans l'air

◆ Institut d'aéronautique.

◆ Réalisé par : -DAHMMNI FOUZI.

-BOUZIDI LAYECHE.

◆ Promotion : 1995/1996

[2] Etude thermo-energetique d'un turbo-fan de type JT8D-15

◆ Institut d'aéronautique.

◆ Réalisé par : -MACHEM LOTFI.

-MEKAOUI DJEMEL.

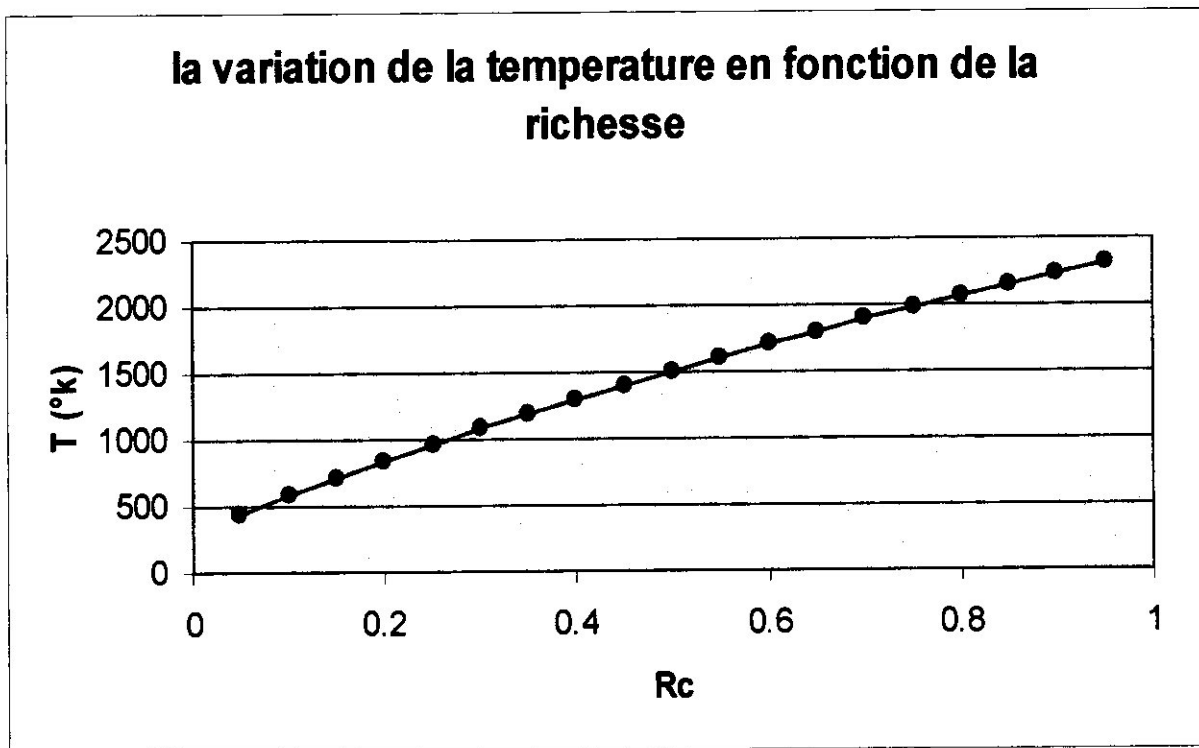
◆ Promotion : 2002/2003

ANNEXE III

LES GRAPHERS

Tableau N°1

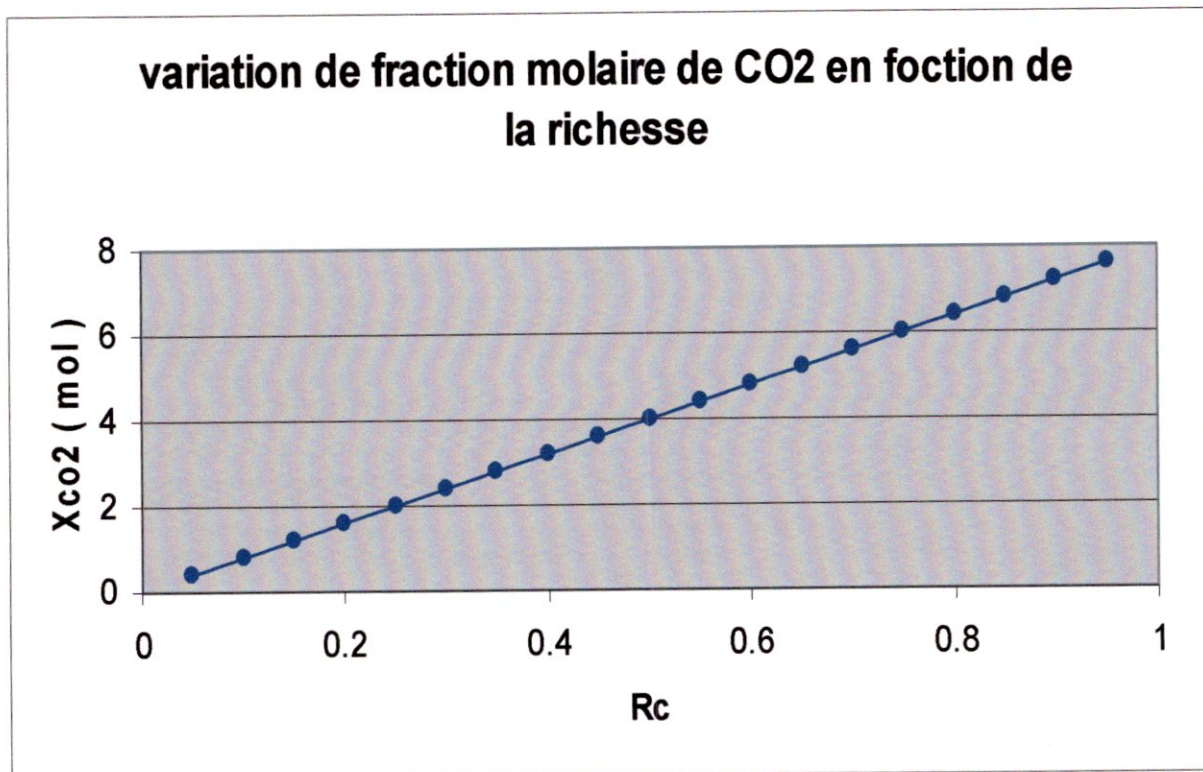
Rc	T(°k)
0.05	443.62
0.1	582.07
0.15	714.08
0.2	840.37
0.25	961.55
0.3	1078.14
0.35	1190.58
0.4	1299.27
0.45	1404.53
0.5	1506.64
0.55	1605.84
0.6	1702.34
0.65	1796.31
0.7	1887.92
0.75	1977.3
0.8	2064.58
0.85	2149.85
0.9	2233.24
0.95	2314.81



Gph (III-1)

Tableau N°2

Rc	XCO2
0.05	0.4
0.1	0.8
0.15	1.2
0.2	1.6
0.25	2
0.3	2.4
0.35	2.8
0.4	3.2
0.45	3.6
0.5	4
0.55	4.4
0.6	4.8
0.65	5.2
0.7	5.6
0.75	6
0.8	6.4
0.85	6.8
0.9	7.2
0.95	7.6

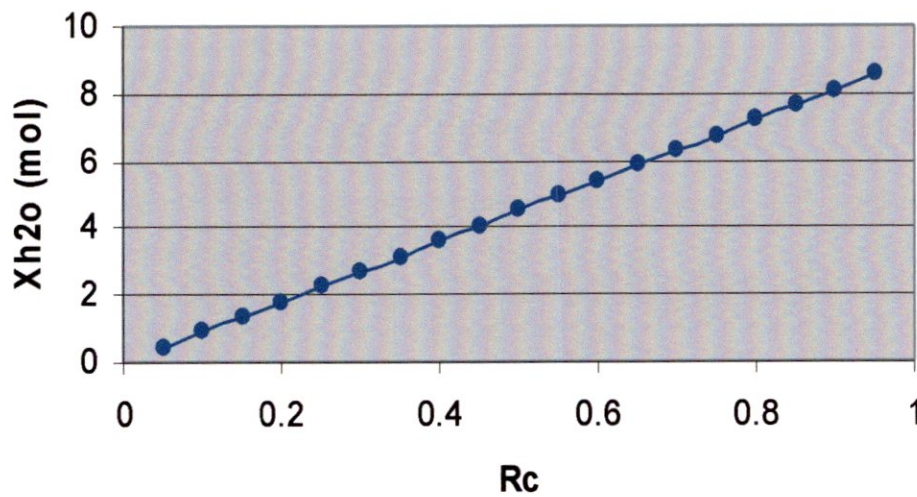


Gph (III-2)

Tableau N°3

Rc	XH2O
0.05	0.45
0.1	0.9
0.15	1.35
0.2	1.8
0.25	2.25
0.3	2.7
0.35	3.15
0.4	3.6
0.45	4.05
0.5	4.5
0.55	4.95
0.6	5.4
0.65	5.85
0.7	6.3
0.75	6.75
0.8	7.2
0.85	7.65
0.9	8.1
0.95	8.55

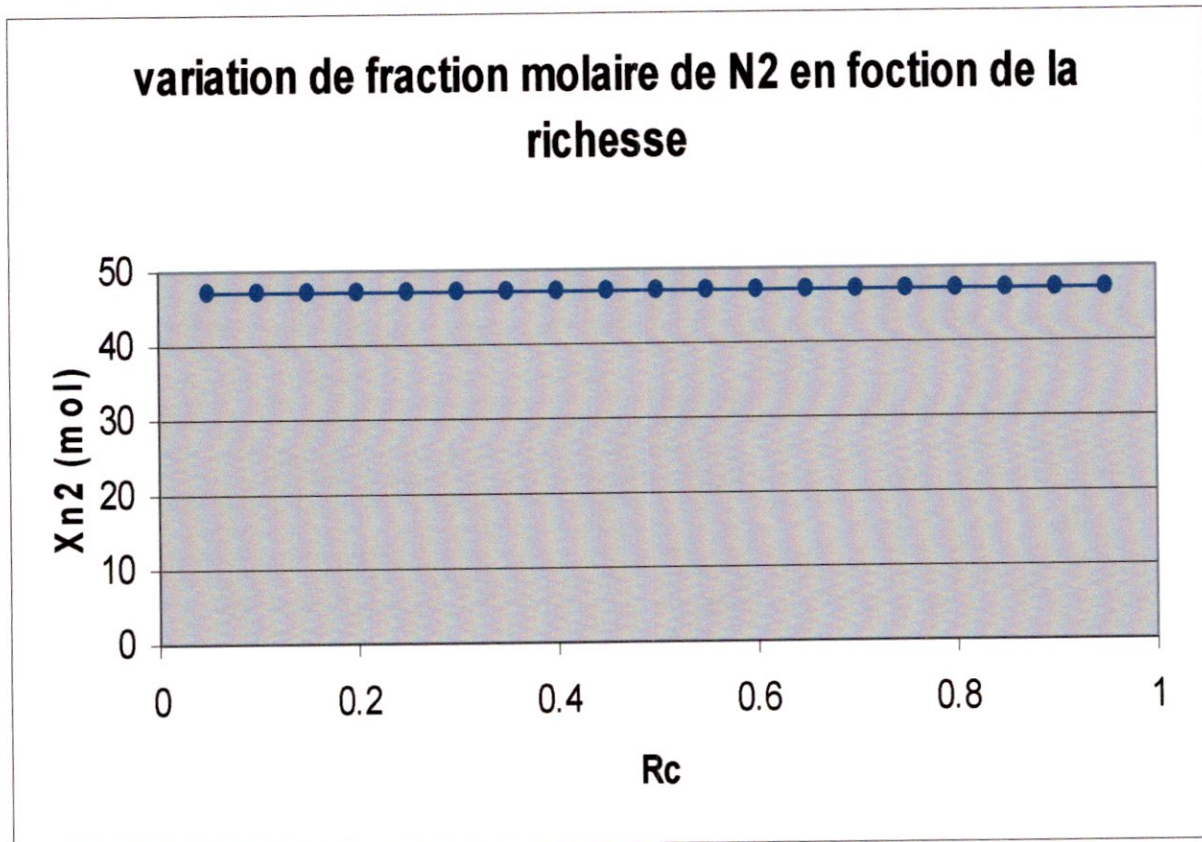
**variation de fraction molaire de H2O en foction
de la richesse**



Gph (III-3)

Tableau N°4

Rc	XN2
0.05	47
0.1	47
0.15	47
0.2	47
0.25	47
0.3	47
0.35	47
0.4	47
0.45	47
0.5	47
0.55	47
0.6	47
0.65	47
0.7	47
0.75	47
0.8	47
0.85	47
0.9	47
0.95	47

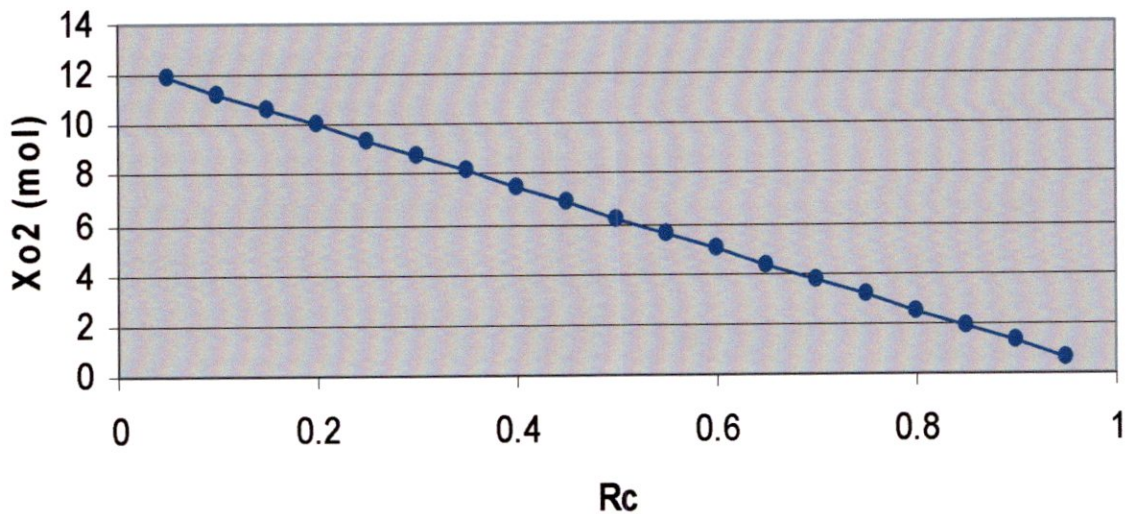


Gph (III-4)

Tableau N°5

Rc	XO2
0.05	11.87
0.1	11.25
0.15	10.62
0.2	10
0.25	9.37
0.3	8.75
0.35	8.12
0.4	7.5
0.45	6.87
0.5	6.24
0.55	5.62
0.6	4.99
0.65	4.37
0.7	3.74
0.75	3.12
0.8	2.49
0.85	1.87
0.9	1.24
0.95	0.62

variation de fraction molaire de XO2 en foction de la richesse



Gph (III-5)

ANNEXE II

PROGRAMME DE
CALCULE DE
TEMPERATURE D'EQUILIBRE
ET LA COMPOSITION
A L'EQUILIBRE POUR " C_nH_m "

C ** PROGRAMME DE CALCULE DE LA TEMPERATURE D EQUILIBRE **

```

real n,m,hf,HR,HP,Rc,ft1,ft2,t1,t2,t,dt,t01
real hsc02,hsh2o,hso2,hsn2,xco2,xh2o,xo2,xn2
open(unit=1,file='resultats.dat',status='unknown')
write(*,*)' recherche de la temperture d euilibre '
write(*,*)' la valeur de n= '
read(*,*)n
write(*,*)' la valeur de m= '
read(*,*)m
write(*,*)' la valeur de hf= '
read(*,*)hf
do 70 Rc=0.05,1.0,0.05
t1=300
t2=3000
HR=(Rc)*(hf)
40 call cst(t1,hsc02,hsh2o,hso2,hsn2)
Hp=(n*Rc)*(-393522+(hsc02-9367))+((m*Rc)/2)*(-241826+(hsh2o-9911))
++(n+m/4)*(1-Rc)*(hso2-8685)+(3.76)*(n+m/4)*(hsn2-8685)
ft1=HP-HR
call cst(t2,hsc02,hsh2o,hso2,hsn2)
Hp=(n*Rc)*(-393522+(hsc02-9367))+((m*Rc)/2)*(-241826+(hsh2o-9911))
++(n+m/4)*(1-Rc)*(hso2-8685)+(3.76)*(n+m/4)*(hsn2-8685)
ft2=HP-HR
dt=abs(t2-t1)
if((ft1*ft2).lt.0)then
goto 10
else
goto 50
end if
10 if(dt.le.0.001)goto 30
t=(t1+t2)/2
t01=t1
t1=t
goto 40
50 t2=t01
goto 40
30 t=(t1+t2)/2
write(1,*)'pour le C',n,' H',m,' avec Rc=',Rc,' on a:'
write(1,*)'t equilibre=',t,' k'
70 continue
c **** variation des fractions molaires en fonction de la richesse ****
do 60 Rc=0.05,1.0,0.05
xco2=n*Rc
xh2o=(m*Rc)/2
xo2=(n+m/4)*(1-Rc)
xn2=(3.76)*(n+m/4)
write(1,*)'pour Rc=',Rc,' on a:'
write(1,*)'xco2=',xco2,'mol'

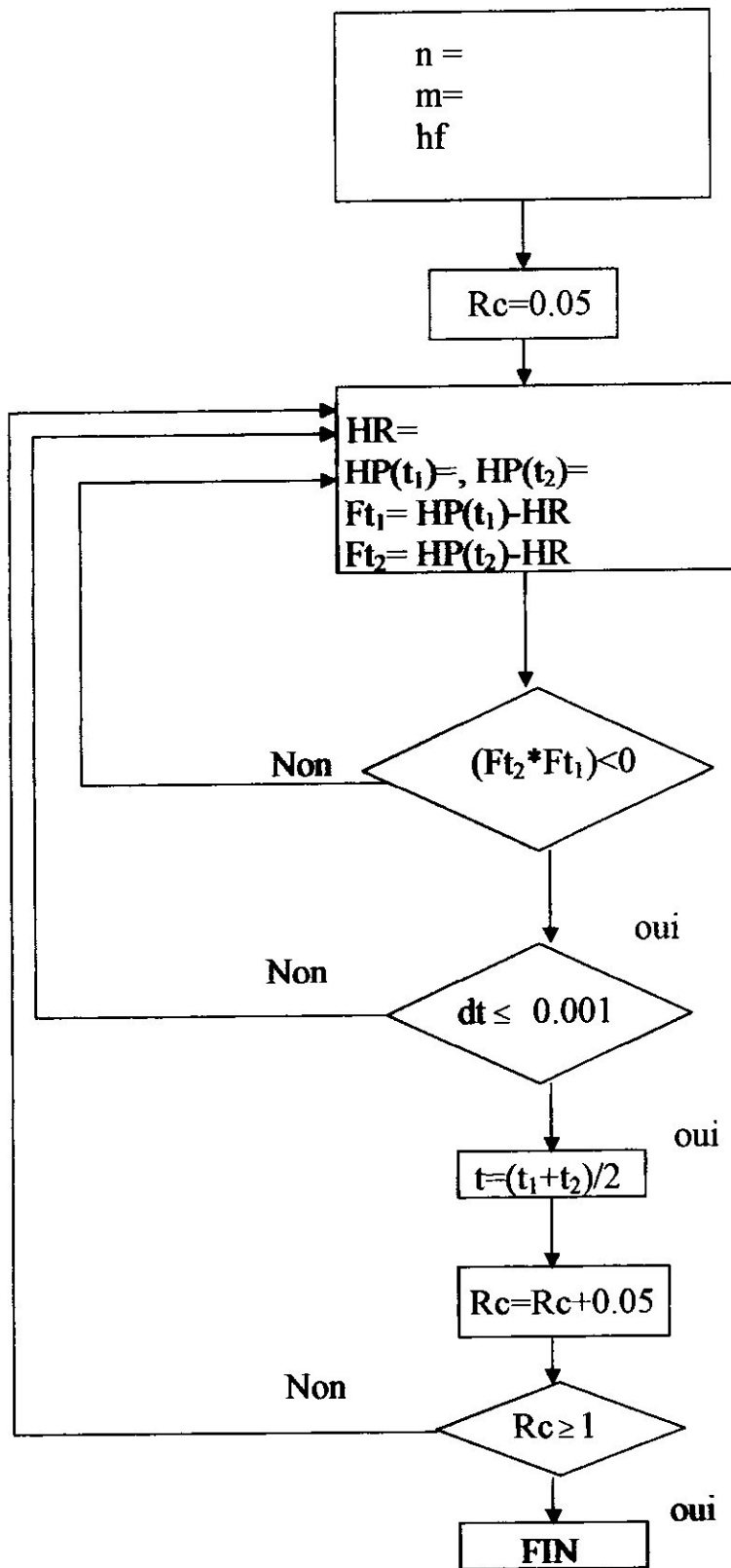
```

```

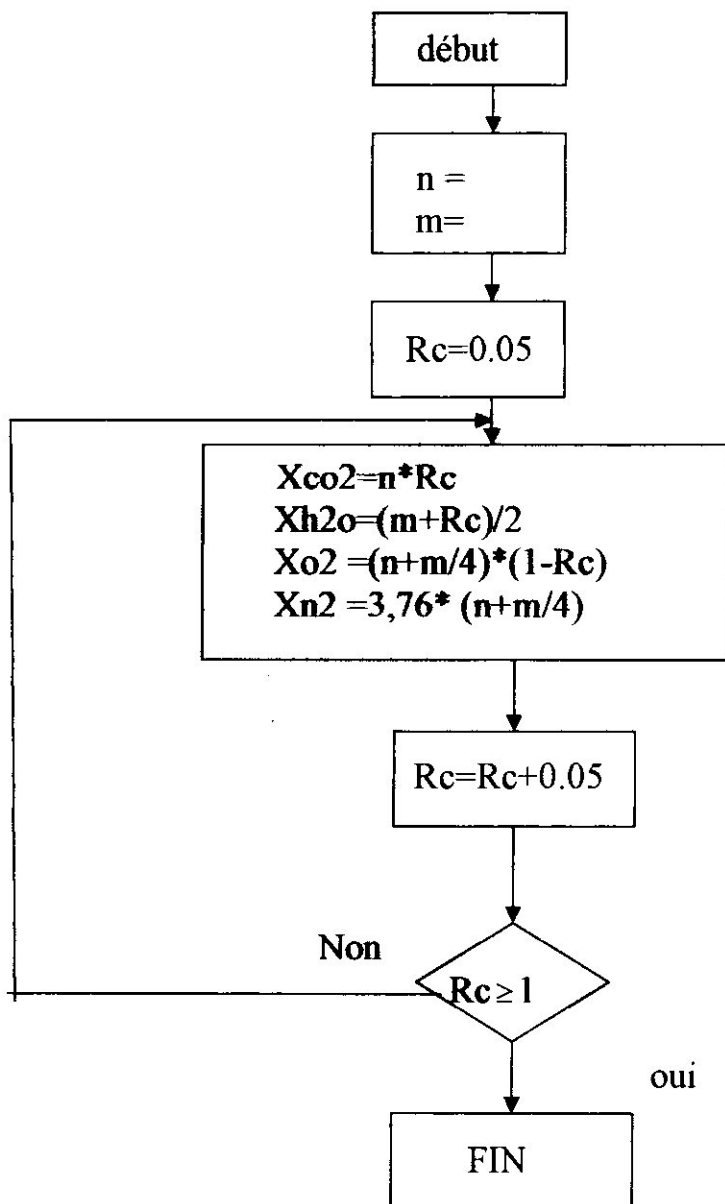
write(1,*)'xh2o=',xh2o,'mol'
write(1,*)'xo2=',xo2,'mol'
write(1,*)'xn2=',xn2,'mol'
60 continue
stop
end
subroutine cst(t,hSCO2,hsh2o,hso2,hsn2)
double precision a(10)
a(0)=1.424403904190789
a(1)=1.560850523634134E-002
a(2)=4.414178431244944E-005
a(3)=-2.481015723366103E-008
a(4)=7.367168414975816E-012
a(5)=-8.698713203764861E-016
hSCO2=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
a(0)=6.786178880004838E-002
a(1)=3.311855538396056E-002
a(2)=-2.311164856728111E-006
a(3)=7.622609824376413E-009
a(4)=-2.999611407201395E-012
a(5)=3.912138245833673E-016
hsh2o=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
a(0)=8.283100111657434E-001
a(1)=2.362976446351595E-002
a(2)=1.046667807882820E-005
a(3)=-4.503532548801824E-009
a(4)=1.077763098527319E-012
a(5)=-1.020859123985584E-016
hso2=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
a(0)=4.686328047442754E-001
a(1)=2.676411754017649E-002
a(2)=2.493393724226028E-006
a(3)=9.142879047452877E-010
a(4)=-5.556945665040300E-013
a(5)=7.640267627584975E-017
hsn2=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
return
end

```

II-ORGANIGRAMMES :



ORGANIGRAMME (1) de calcul de T équilibre



ORGANIGRAMME (2) de calcul des fractions molaires

ANNEXE I

LES ENTHALPIES

TABLEAU (I)

Enthalpie de formation dans l'état standard à 298,15°
en KJ/Kmol

C_8H_{18}	O_2	N_2	CO_2	H_2O	CO
-249952	0	0	-393522	-241826	-26,42

TABLEAU (II)

Enthalpie sensible (CO₂)

TEMPERATURE (°K)	H _s (KJ/MOL)
298.15	9.367
300	9.438
400	13.306
500	17.680
600	22.279
700	27.130
800	32.186
900	37.410
1000	42.780
1100	48.472
1200	53.859
1300	59.539
1400	65.285
1500	71.099
1600	76.963
1700	82.877
1800	88.829
1900	94.818
2000	100.841
2100	106.893
2200	112.971
2300	119.153
2400	125.188
2500	131.333
2600	137.485
2700	143.663
2800	149.849
2900	156.065
3000	160.598

TABLEAU (III)

Enthalpie sensible (HO₂)

TEMPERATURE (°K)	H _s (KJ/MOL)
298.15	9.911
300	9.970
400	13.356
500	16.830
600	20.408
700	24.096
800	27.900
900	31.835
1000	35.895
1100	40.080
1200	44.391
1300	48.824
1400	53.365
1500	58.019
1600	62.762
1700	67.608
1800	72.618
1900	77.536
2000	82.622
2100	87.762
2200	92.964
2300	98.230
2400	103.545
2500	106.907
2600	114.306
2700	119.756
2800	125.234
2900	130.763
3000	136.313

TABLEAU (IV)

Enthalpie sensible (O₂)

TEMPERATURE (°K)	H _s (KJ/MOL)
298.15	8.685
300	8.739
400	11.711
500	14.771
600	17.931
700	21.187
800	24.527
900	27.934
1000	31.395
1100	34.907
1200	38.461
1300	42.043
1400	45.660
1500	49.305
1600	52.976
1700	56.672
1800	60.393
1900	64.134
2000	67.901
2100	71.693
2200	75.506
2300	79.344
2400	83.204
2500	87.083
2600	90.989
2700	94.915
2800	98.861
2900	102.829
3000	106.818

TABLEAU (V)

Enthalpie sensible (N₂)

TEMPERATURE (°K)	H _s (KJ/MOL)
298.15	8.672
300	8.727
400	11.644
500	14.587
600	17.571
700	20.614
800	23.723
900	26.904
1000	30.144
1100	33.442
1200	36.790
1300	40.189
1400	43.621
1500	47.091
1600	50.594
1700	54.118
1800	57.672
1900	61.242
2000	64.833
2100	68.437
2200	72.062
2300	75.695
2400	79.344
2500	83.003
2600	86.669
2700	90.348
2800	94.031
2900	97.727
3000	101.427