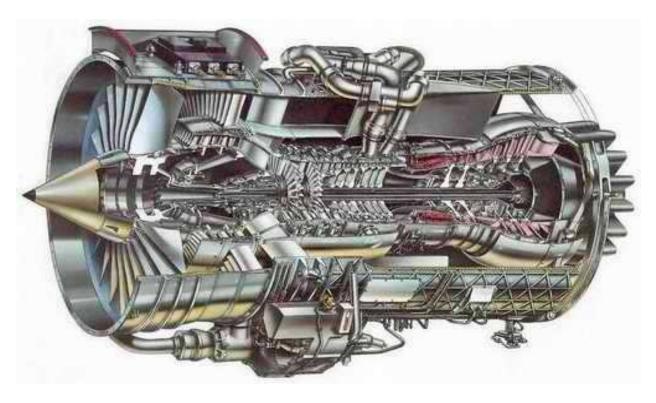
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE Ministère de l'Enseignement supérieur et de la Recherche Scientifique Université de SAAD DAHLAB de BLIDA Faculté des sciences de l'ingénieur Département Aéronautique

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

Option: structure



Réalisé par : OULDABDERRAHMANE LYNDA BESSADI ZAKIA

> Encadré par : ALLALI ABDERRAZAKE AZZAZEN MOHAMED

Promotion: 2007

Kemerciements

protégé, soutenu et surtout aidé jusqu'à pouvoir mener Avant tout on tient à remercier celui qui nous a la graine au fruit

Pour son aide et soutien providentiels, on incline pour lui dire Dieu merci

co-promoteur monsieur AZZAZEN MOHAMED, de On a la reconnaissance et la gratitude a remercie notre nous avoir confre ce thème et aussi pour leur conseils. promoteur monsieur ALLALI ABDERRAZAKE et

orienté, dirigé à AIR ALGERIE pou la réalisation de On tiens aussi a remercier tous ceux qui nous ont ce modeste travail a savoir:

Mr ZABARE MOHAMED EMM AZZI THAHARE

BMr GALLATI

Les membres de jury, qui feront l'honneur de juger notre modeste travail.

On tient également à exprimer notre reconnaissance à Mr ABDELWAHAB, Mr HASSANE Mr KARIME, Mr MOHAMED





Introduc	tion					• • • • • •		1
Chapitre	I : Géné	ralité su	r les turboi	réacteui	rs			3
			teurs					
I-1-								
Présentation	on	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •			•••••			4
I-2-Moteur	rs							
réaction	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • •	•••••	•••••	4	
I-2-1-Type			de	1				à
	•••••	• • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • •	•••••	4		
I-2-1-1-								_
			turboréac	teur	à	doi	ıble	flux
I-2-1-3-tur	bopropuls	seur						
			fonctionn				r	éacteur
				Cilicit		uu	1,	cactcui
I-4-Section		•••••	et				nar	amètre
			••••			8	Pul	
I-4-1-			Station					(1-
10)	• • • • • • • • • • • • •	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • •		.9	`
I-4-2-		Station	l	(1-	2)		l	'entrée
d'air	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •		9			
			(2-4)		le		comp	resseur
I-4-3-1-	I	onctionn	ement		ın		comp	resseur
9-			(2-3)		le.		comp	resseur
			(2-3)				comp	CSSCUI
			(3-4)				comp	resseur
			•••••					
I-4-3-2-Ca	racteristiq	ue		de			fabr	ication
			La		·e	de	coml	oustion
•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •						
a-			Première					phase
	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••			•••••	12		_
b-			Deuxièm			10		phase
							1	- 4•
			de la	cnamo	ore	ae	com	bustion
I-4-5-	• • • • • • • • • • • • •	Stati			(5-7)			la
					` ,	12		ıa
			on				1	turbine
			•••••				•	
I-4-5-2-	Le	fone	ctionnement	d	le	la	1	turbine
	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••	14	_				
a-				Le		4.4	distri	buteur
						14		

	La			du	distributeur
I-4-6-	Station	(7-1	10)	Canal	d'éjection
I-4-6-1-		Réalisat	tion		technologique
I-5-Construction	on et	t for		t du	moteur
Chapitre	II:	La	chambre	de	combustion
II-	La	chambr			combustion
-	•••••	•••••	•••••	•••••	21 Le
			chambre	de	combustion
II-3-1- Géomét 22			bre de comb	ustion	•••••
II-4-Types			de	22	chambres
a- individuelle(séj					Chambre
b-	Chambre	de	con	abustion	annulaire
	Chambre	de	combus	tion	tubo-annulaire
	Chan	nbre	de	R	combustion
II-5-Structure	•••••••	de		la	chambre
II-5-1-Les	•••••		fférentes		zones
>		Zo	ne		primaire
→ intermédiaire → dilution	•••••••	•••••	Zone	••••••	de
II-5-2- Fonctionnemer -Phase 1Phase					

II-5-3-							21
Dimensionn	ement	• • • • • • •		• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	31
a-			La				zone
_				• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •			
	ne secondai	ire	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••	•••••
32							
c-		La		zon	e		de
dilution	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	32	
II-6- Matér	iaux de la c	chambi	re de combu	ıstion		• • • • • • • • • • • • •	•••••
.33							
II-6-1-	Les	su	peralliages	utilisé	S	dans	la
chambre							
II-6-1-1-				différents	t	ypes	de
superalliage	es				•	1	
_				constituan	t la	chambre	e de
combustion	_		111000110021		100	CIICIII	40
II-7-Les			niie	de		refroidiss	ement
						i cii oluiss	Cincii
II-7-1-Refro	·····idissamant	· • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	intorno	dans	lo	s c	anaux
				ualis	10	, (allaux
						al	lation
II-7-2-			issement	pa 25	łГ	au	olation
			1				C*1
II-7-3-			dissement		par		film
	•••••	•••••		35			
II-7-4-			Refroidi				par
-	n	•••••	•••••				
Chapitre		III:		Etude	d	e	la
combustio	n		• • • • • • • • • • • • •	37	7		
III-		Etu		d			la
						38	
III-			1-			Introd	uction
	•••••		_				ucuon
III-	••••••	• • • • • • • •	2-		• • • • • • • • • • • •		La
			_				
III-2-1-	•••••	• • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • •	•••••	30
				• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •			20
III-	•••••	•••••	3-		• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	Les
			•			1	
	es	••••••	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	••••••		
III-						3-1-Defi	inition
	•••••	•••••			• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	39	
III-3-2-				éristiques	• •		des
combustible	es	•••••	•••••	4	10		
a-							
	é	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••
40							
b-							
Distillat	ion	• • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••
40							
c-			po	int			de
d'écoule	ment	• • • • • • • •	-		•••••	4	0

d- d'áclai	ro				point 40
e-	11 6	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	40
-	ć				•••••
40					
f-		pression	de		vapeur
•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •			41	
	2.2	-	1100/		
III-		Les		types	de
	oles	combust			0070UV
a-				41	gazeux
b-		••••••	•••••		ombustibles
	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •				
c-		combust	ibles		liquides
		•••••			
		Exemple		de	carburants
utilisés	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	43		
- T7/ \					4
	•••••	•••••	•••••	•••••	4
3					
a- distillation	1	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •			43
b-		• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	densité
					43
c -		tension	de	•••••	43 vapeur
c-			de		
c- d-	•••••	tension ten	de neur	43	vapeur en
c- d- aromatiqu	 ies	tension ten	de neur	43	vapeur en 44
c- d- aromatiqu e-	es	tension ten	de neur de	43	vapeur en
d- aromatiqu e-	es	tension ten	de neur de	43	vapeur en 44 congélation
d- aromatiqu e- f-	1es	tension ten	de neur de	4 3 44 en	vapeur en 44
d- aromatiqu e- f-	1es	tension ten	de neur de	4344 en44	vapeur en 44 congélation eau
d- aromatiqu e- f-	ies	tension ten point teneur 4-Les	de neur de	4344 en44	vapeur en 44 congélation
d- aromatiqu e- f-	ies	tension ten	de neur de	4344 en44	vapeur en 44 congélation eau
d- aromatique- f- III-	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1-	de neur de	4344 en4445	vapeur en 44 congélation eau comburants
d- aromatique e- III- III-	les	tension ten point teneur 4-Les 4-1-	de neur de	4344 en45	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor
d- aromatique- f- III- IIII-	les	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1	de neur de	4344 en45	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45
d- aromatique- f- III- IIII- IIII-	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1	de neur de	4344 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide
d- aromatiqu e- III- III- IIII- nitrique	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1 4-3-	de neur de	4344 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45
d- aromatiqu e- f- III- III- IIII- IIII- IIII- IIII- IIII- IIII-	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1 4-3-	de neur de	44 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45 L'eau
d- aromatiqu e- f- III- III- IIII- IIII- IIII- IIII- IIII- IIII-	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1 4-3-	de neur de	44 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45 L'eau
d- aromatiqu e- f- III- III- IIII- IIII- IIII- IIII- IIII- IIII-	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1 4-3-	de neur de	44 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45 L'eau
d- aromatiqu e- f- III- III- nitrique III- oxygénée.	ies	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-] 4-3-	de neur de	44 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45 L'eau
d- aromatiqu e- f- III- III- III- nitrique III- oxygénée.	Etude	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1 4-3-	de neur de	44 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45 L'acide 45 L'eau46
d- aromatiqu e- f- III- III- III- nitrique III- oxygénée.	Etude	tension ten point teneur 4-Les 4-1- 4-2-1 4-3- thermodynamiq	de neur de	44 en4545	vapeur en 44 congélation eau comburants L'oxygène fluor 45 L'acide 45 L'acide 45 L'eau46

III-5-1-1-Système			16	th	nermodyna	mique
III-5-1-1-1-	Ty	pes	d	le	sy	ystème
≯Système fermé				•••••	46	
→Système ouvert →		Systè	eme			isolé
III-5-1-2-Quantite			de		c	haleur
 ≯Chaleur						ensible
····· → latente					C	haleur
réaction		Cha	leur			de
III-5-2-		Energ	gie			nterne
III-5-2-1-			•••••			inition
III-5-2-2-	Propriétés	d	e			nterne
III-5-3- Tempo combustion	érature (et com		des	produits	de
III-5-3-1- La		rature	théorique	de	comb	oustion
III-5-3-2- La	a temp	érature	réelle	de	comb	oustion
III-5-4- réversible	•••••	• • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	51	Transform	nation
III-5-5-	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •		51			ersible
III-5-6- Express fermé		premier	principe	pour	un sy	ystème
→ Principe l'équivale	nce					de
	de			et	l'état	finale
III-5-7-Enthalpie						
III-5-7-1-	Entha	••••••		e		nation
III-5-7-2-			5	55	S	ensible
III-5-7-3-			alpies	55		libre

III-5-8-Expr							de
l'entropie							
III-5-8-1-	_			de	variable	T	et
V							
III-5-8-2- P				de	variable	T	et
III-5-8-3-				de	variable	V	et
P	_			ac	variable	•	
Chapitre I	V : Métho	des de d	calcul de la	tempér	ature d'éq	uilibre	9
•	et		la c	_	_	es	gaz
brûles				•			8
IV-1-		Aspect		(de		la
combustion.				• • • • • • • • • • • • •		60	
IV-1-1-							
Definition	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •		•••••	6
0							
IV-1-1-1-	I	Rapport		stoechio	métrique		et
richesse					_		
IV-1-1-2-Réa	action					élémen	taires
•••••					2		
IV-1-1-3-Lin			d'exis			(d'une
combustion.		••••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	62			
IV-1-2-Méca						réacti	onnel
propose		• • • • • • • • • • • •			62		
IV-1-2-1-Pré	sentation		d	lu		mécai	nisme
réactionnel	•••••		6	52			
IV-2	-La		temn	érature		d'éan	ilibre
			•			u cqu	more
• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••	•••••	63			
IV-2-1-L'im	portance	de	la	tempé	rature	d'équ	ilibre
•	•			•		•	
•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	63					
IV-3-Définiti	ion						du
problème	•••••	• • • • • • • • • •		•••••	64		
IV-4-Détern	nination de	e la ten	npérature d	l'équilibr	e et la co	mpositi	on a
l'équilibre.6	5						
Conclusion							
•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	•••••	•••••	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	69	

Liste des figures

Fig N°	Nom de la figure	page
I-1	Les différents types de moteur à réaction.	4
I-2	Turboréacteur.	5
I-3	Turbofan d'un CFM-56.	6
I-4	Photo réelle d'un turboréacteur (ATAR).	8
I-5	Canal d'éjection.	17
I-6	Dessin en coupe du turboréacteur.	
II-1	Les différents éléments qui constitue la chambre de	21
	combustion.	
II-2	Géométrie basique d'une chambre de combustion.	22
II-3	Chambre individuelle.	23
II-4	Coupe transversale des chambres individuelles.	24
II-5	Coupe transversale et longitudinale de chambre annulaire.	25
II-6	Photo transversale d'une chambre annulaire.	26
II-7	Coupe transversale et longitudinale de la chambre mixte.	27
II-8	Chambre de combustion mixte.	27
II-9	Chambre de combustion inversée.	28
II-10	Les différentes zones d'une chambre de combustion.	29
II-11	L'entrée de l'air primaire.	30
II-12	L'entrée de l'air secondaire.	31
II-13	Refroidissement par transpiration.	36

 $TABLEAU \, (I)$ Enthalpie de formation dans l'état standard à 298.15° en Kj/Kmol.

C10.3H20.6	O2	N2	CO2	H2O	CO
-288008	0	0	-393522	-241826	-26.42

TABLEAU (II)

TABLEAU (III)

Enthalpie sensible (CO2)

Enthalpie sensible (H2O)

Température	Hs
(° K)	(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

Température	Hs
(° K)	(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)

TABLEAU (V)

Enthalpie sensible (O2)

Enthalpie sensible (N2)

Température	Hs
(° K)	(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	87.038
2600	90.989
2700	94.915
2800	98.861
2900	102.829
3000	106.818

Température	Hs
(°K)	(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	50.591
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

Liste des abréviations

L: longueur.

D: hauteur

W: le travail.

Q: la quantité de chaleur.

U: énergie interne.

Eci: énergie cinétique.

Epi: énergie potentielle.

Ua: énergie interne atomique.

Ui: énergie interne –moléculaire.

Um: énergie de cohésion.

Up: énergie d'agitation atomique et moléculaire.

Me: milieu extérieur.

V: le volume.

P: la pression.

T: température.

Cp: chaleur spécifique.

H: l'enthalpie.

G: l'enthalpie libre.

S: l'entropie.

Cv: chaleur spécifique à P=cste.

R: constante universelle des gaz parfaits.

Rc: la richesse.

: coefficient d'excès d'air.

HP: enthalpie des produits.

HR: enthalpie des réactifs.

Hs: enthalpie sensible.

Hf: enthalpie de formation.

```
** PROGRAMME DE CALCULE DE LA TEMPERATURE D EQUILIBRE **
      real n,m,hf,HR,HP,Rc,ft1,ft2,t1,t2,t,dt,t01
      real hsco2,hsh2o,hso2,hsn2,xco2,xh2o,xo2,xn2
      open(unit=1,file='resultats.dat',status='unknown')
      write(*,*)' recherche de la température d équilibre '
      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,hsco2,hsh2o,hso2,hsn2)
      Hp=(n*Rc)*(-393522+(hsco2-9367))+((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,hsco2,hsh2o,hso2,hsn2)
      Hp=(n*Rc)*(-393522+(hsco2-9367))+((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
      t2=t01
50
      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
             variation des fractions molaires en fonction de la richesse ****
C
      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'
```

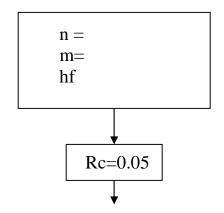
write(1,*)'xn2=',xn2,'mol'

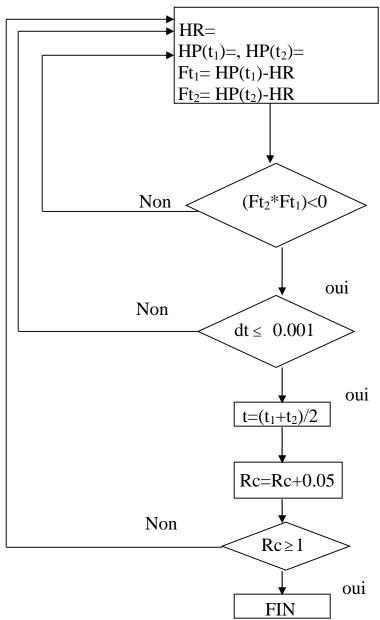
```
continue
stop
end
subroutine cst(t,hsco2,hsh2o,hso2,hsn2)
double precision a(10)
a(0)=1.424403904190789
a(1)=1.560850523634134E-002
a(2)=4.414178431244944E-005
a(3) = -2.481015723366103E-008
a(4)=7.367168414975816E-012
a(5) = -8.698713203764861E - 016
hsco2 = (a(0) + (a(1))*(t) + (a(2))*(t**2) + (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
```

II-ORGANIGRAMMES:

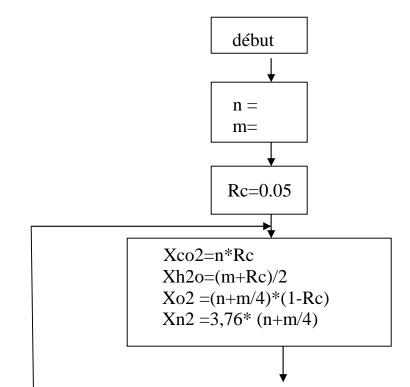
end

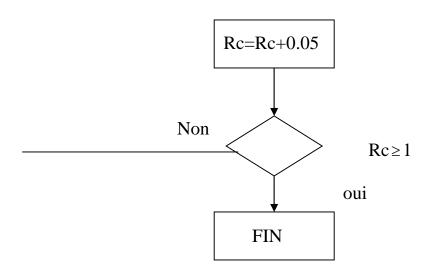
60





ORGANIGRAMME (1) de calcule de T équilibre

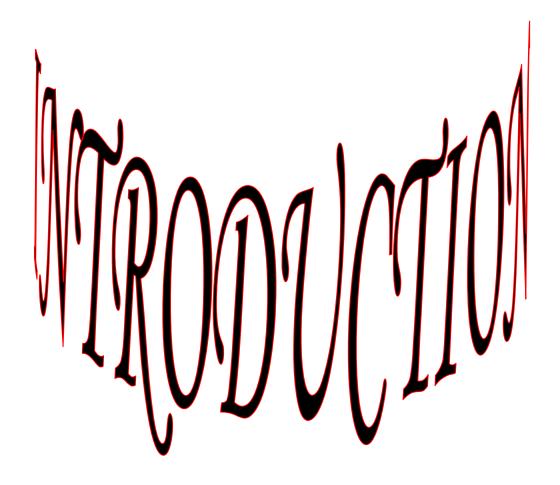




```
ORGANIGRAMME (2) de calcule des fractions molaires
!** PROGRAMME DE CALCULE DE LA TEMPERATURE D EQUILIBRE
   real n,m,hf,HR,HP,Rc,ft1,ft2,t1,t2,dt,t01,j,s
                    real co2,h2o,o2,n2,xco2,xh2o,xo2,xn2
                    open(unit=2,file='donnees.dat',status='unknown')
                    open(unit=1,file='resultats.dat',status='unknown')
                    write(1,*)' recherche de la température d équilibre '
                    write(1,*)' la valeur de n= '
                    read(2,*)n
                    write(1,*)' la valeur de m= '
                    read(2,*)m
                    write(1,*)' la valeur de hf='
                    read(2,*)hf
                    do 70 Rc=0.05,1.0,0.05
                    t1 = 300
                    t2=3000
                    HR=Rc*hf
40 call CST(t1,co2,H2o,o2,n2)
   s=(n+m/4)*(1-Rc)*(o2-8685)+(3.76)*(n+m/4)*(n2-8685)
                    Hp=(n*Rc)*(-393522+(co2-9367))+((m*Rc)/2)*(-241826+(h2o-9911))+s
                    ft1=HP-HR
                    call cst(t2,co2,h2o,o2,n2)
                    j=(n+m/4)*(1-Rc)*(o2-8685)+(3.76)*(n+m/4)*(n2-8685)
                    Hp=(n*Rc)*(-393522+(co2-9367))+((m*Rc)/2)*((-1)*241826+(h2o-9911))+j
                    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
! **** 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,F1,F2,F3,F4)
                   real t,F1,F2,F3,F4
                   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
                   F1=(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
                   F2=(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
                   F3=(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
                   F4=(a(0)+a(1)*t+a(2)*t**2+a(3)*t**3+a(4)*t**4+a(5)*t**5)*1000
                   return
                   end
```



Introduction:

L'évolution technique de l'aviation et plus exactement dans le domaine de la propulsion nécessite des connaissances approfondies dans les différents domaines scientifiques.

Notre thème à pour but d'amener une contribution dans le volet de la flamme. L'étude doit commencer par la description des turboréacteurs et plus précisément le mono corps mono flux qui est constitué d'entrée d'air et d'un compresseur entraîné par une turbine, et une chambre de combustion. Pratiquement tout le débit absorbé par le compresseur traverse la chambre de combustion.

Après quoi, nous devons prendre plus en détail la chambre de combustion, qui est le siége de la réaction de combustion, et qui permet la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique,

Ainsi que une étude dans le domaine de thermodynamique est nécessaire pour pouvoir faire une analyse détaillée de température. En fin on compte élaborer un programme de simulation en vue de déterminer la température d'équilibre dans l'enceinte de la chambre de combustion.

Cette étude nécessite les chapitres suivants:

1^{er} chapitre: généralités sur les turboréacteurs, ou on doit faire la connaissance des déférents modules constituants les turboréacteurs.

2^{ème} chapitre:une étude détaillée sur les chambres de combustion pour pouvoir analyser la combustion et le gaz à l'intérieur.

3^{ème} chapitre: étude détaillée dans le domaine de la thermodynamique pour déterminer la température adéquate des gaz de sortie destiné à la tuyère d'éjection pour créer une poussée

4^{ème} chapitre: une méthode du calcul a été proposée sous d'un programme de simulation, dans le but d'homogénéiser les dimensions de la chambre de combustion avec une température d'équilibre performante.



Généralités sur les turboréacteurs

I- Généralités sur les turboréacteurs :

I-1- 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.

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.

I-2-1- Types de moteurs à réaction :

Il existe trois types de moteurs à réaction, les turboréacteurs, les turbopropulseurs et les turbofans, qui fonctionnent tous sensiblement selon le même principe. L'air pénétrant dans le moteur passe tout d'abord dans un compresseur avant d'atteindre la chambre de combustion, où l'oxygène de l'air brûle le combustible présent dans la chambre. Les gaz de combustion entraînent alors des turbines qui actionnent le compresseur et le rotor du moteur.

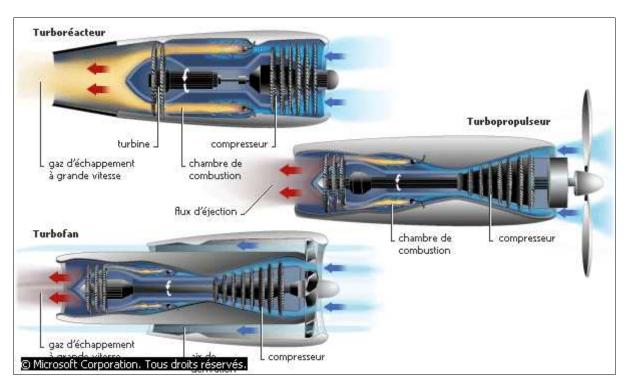


Fig I.1 : les différents types de moteurs à réaction.

I-2-1-1-Turboréacteur :

On utilise les turboréacteurs dans les endroits où il faut fournir une grande quantité d'énergie. Ça peut être dans une voiture, dans une usine ou le plus souvent, dans les avions.

Le principe de base de la turbomachine consiste à comprimer un gaz, à le chauffer, puis à l'utiliser pour faire tourner une hélice.

COMPRESSION => CHAUFFAGE => DETENTE

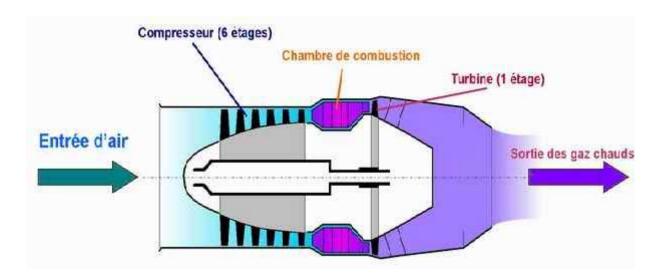


Fig .I.2 : turboréacteur

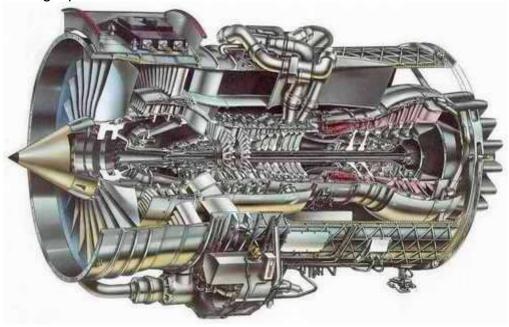
En général, le gaz utilisé est l'air ambiant, tel qu'on le trouve dans l'atmosphère. Plus précisément, c'est le dioxygène qui intervient. En effet, c'est lui qui réagit avec les combustibles utilisés. Ces combustibles, ou carburants, sont issus des produits du pétrole (gazole, fuel, essence ou kérosène) mais peuvent aussi provenir de l'agriculture biologique (huile de colza par exemple). C'est d'ailleurs ce type de carburant qui va tendre à devenir prépondérant dans les années à venir : la quantité de pétrole disponible dans le monde diminuant, la seule source d'énergie raisonnablement envisageable pour propulser les avions proviendra de l'agriculture.

I-2-1-2- 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 hautes pressions montées sur l'arbre extérieur. Quatre étages de turbine fournissent l'énergie pour le ventilateur.



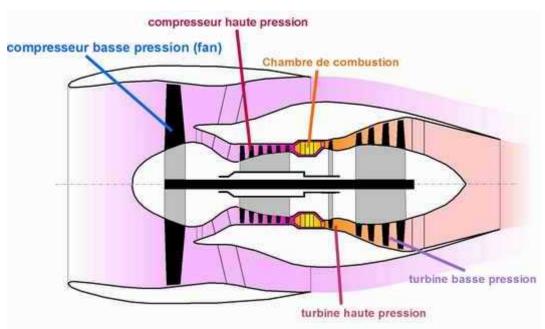


Fig.n°3: turbofan d'un CFM-56.

Ce type de moteur se retrouve dans la famille des CFM-56, sur les avions de transport Airbus.

Pour les avions moins rapides, on utilise un turbopropulseur. La seule différence avec le moteur précédent vient du fait que le fan est à l'extérieur : c'est donc une hélice.

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.

I-2-1-3- Turbopropulseur:

Il a globalement la même constitution que le turboréacteur et l'air y subit à 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.

I-3- Principe de fonctionnement du réacteur :



Fig.I.4: photo réel d'un turboréacteur (ATAR)

Le réacteur mono corps mono, flux est constitué d'entrée d'air et d'un compresseur entraîné par une turbine, et une chambre de combustion. Pratiquement tout le débit absorbé par le compresseur traverse la chambre de combustion. En réalité une faible partie de cet air peut-être prélevé à la sortie du compresseur pour refroidir les disques et les turbines et être réintroduite aux différents niveaux en aval de la chambre de combustion.

Cette étude de moteur est la plus simple qu'on puisse imaginer elle présente de plus l'avantage d'offrir une forte poussée spécifique, ce qui explique son utilisation principalement militaire dans laquelle la poussée rapporté au maître couple et rusticité.

I-3-1- Section et paramètres associés :

Afin de faciliter notre étude, nous allons découper le turbo réacteur en plusieurs tronçons délimités de part et d'autre par des sections numérotées. On fait la même chose pour le GILKES GT- 1 17 comme suite :

I-4-1- Stations (1 — 10):

1	2	2 3	. 4	5	. 7	10
	EA.	CA.	C cent.	CC.	T.	Tuyère.

I-4-2- Station (1 - 2) 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 fixe 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 forme 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-4-3- Station (2 - 4) 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-4-3-1- Fonctionnement d'un compresseur :

Le principe de fonctionnement d'un compresseur est simple en théorie :

- → Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air.
- → Le stator transforme cette énergie cinétique en énergie de pression. En fait, comme nous allons le voir, ces deux fonctions ne sont pas aussi nettement différenciées et en pratique :
- → Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et commence à transformer cette énergie en énergie de pression.
- → Le stator continue de transformer en énergie de pression l'énergie cinétique restante à la sortie du rotor.

Donc il faut étudier les deux types du compresseur :

a- Station (2 - 3) le compresseur axial:

Un compresseur axial est constitué des éléments suivants :

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 constitue 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.

Le compresseur axial a l'avantage de fournir un taux de compression très élevé tout en assurant un assez bon rendement. De plus, il convient mieux pour les avions conçus pour la haute vitesse parce que son maître couple est petit, susceptible d'être endommagé par des corps étrangers. En outre, le nombre élevé d'aubes de stator et de rotor (il peut en avoir plus mille dans un gros moteur), la précision requise des ajustages pour obtenir un bon rendement et les nombreux mécanismes qui servent à pallier sa grande sensibilité aux variations de condition de fonctionnement en font un compresseur dont la fabrication est très complexe et très onéreuse.

b- Station (3 - 4) le compresseur centrifuge :

Le compresseur centrifuge se compose essentiellement d'un rotor ou " rouet " et d'un stator ou " diffuseur ", ce compresseur comprend aussi parfois un carter redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion.

Lorsque le rouet tourne à haute vitesse, l'air est attiré en son centre. La force centrifuge imprime une forte accélération à cet air qui se déplace radialement en direction de la périphérie ou il est éjecté à haute vitesse, c'est-à-dire avec une énergie cinétique élevée, l'augmentation de pression provient de la transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression.

I-4-3-2 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 rouet, don le rôle est de stabiliser et diriger l'écoulement pour réduire la violence de l'impact est fabriqué séparément pour être ensuite fixée sur le rouet lui-même par soudage ou boulonnage. Le jeu entre le rouet 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 le rouet 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 du rouet peuvent être équipés de roulements à billes ou de 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 aux quelles 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-4-4- Station (4 - 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 lors qu'elle s'effectuer 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 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 tandis production de monoxyde d'azote.

I-4-4-1- 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-4-5- Station (5-7) la 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. Ce qui reste sert à produire la poussée nécessaire pour fournir la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur, 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 produit 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-4-5-1- La fabrication de la turbine :

La roue de 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, 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-4-5-2- Le fonctionnement de la turbine :

a) Le distributeur :

Le distributeur de la turbine à deux fonctions principales. Tout d'abord, doit convertir une partie de l'énergie thermique et de pression contenue dans les gaz en énergie cinétique de façon que ces gaz attaquent les aubes du rotor avec la force voulue. En second lieu, les aubes distributrices doivent dévier l'écoulement gazeux pour que son impact sur les aubes du rotor se fasse dans la bonne direction. En d'autres mots, l'angle entre l'écoulement et chaque aube de turbine doit être celui qui produit la plus grande composante de force dans le plan de rotation. La première opération, la conversion d'énergie, est une application du principe de bernoulli. Comme dans tout canal convergent, les gaz accélérés et une grande partie de leur pression statique se transforme en pression dynamique. L'importance de cette transformation dépend du rapport des dimensions de l'entrée et de la sortie du passage entre deux aubes consécutives.

La conception technique des aubes distributrices est particulièrement délicate. Si les passages entre les aubes sont trop petits, l'écoulement à travers le moteur est restreint, ce qui augmente la pression de sortie du compresseur et tend à provoquer le pompage. La situation est particulièrement critique pendant les accélérations, lorsqu'un phénomène sonique appelé amorçage risque de se produire. De nombreux moteurs sont conçus pour fonctionner correctement même si l'écoulement à travers le distributeur est amorcé. Les passages étroits réduisent aussi les accélérations puisque le compresseur subit une contre-pression élevée. L'augmentation de l'espace entre les aubes distributrices améliore les accélérations et atténue les risques de pompage, mais augmente aussi la consommation spécifique. Les distributeurs sont calibrés à l'usine, lors de la fabrication ou au cours des révisions, de facon que la vitesse du son. Pour accomplir correctement leur deuxième rôle. celui de dévier les gaz pour qu'ils attaquent les aubes de la roue dans le bon angle, les aubes distributrices doivent être calées à un certain angle par rapport à l'axe du moteur. Idéalement, cet angle devrait varier en fonction du régime du moteur et de la vitesse des gaz ; en pratique, les aubes distributrices sont fixes.

b) La fabrication du distributeur :

Les aubes distributrices peuvent être moulées ou forgées. Parfois, les aubes sont creuses afin que l'air de refroidissement prélevé au compresseur puisse y circule. Le distributeur, dans son ensemble, est constitué d'acier réfractaire capable de supporter l'impact direct des gaz comprimés et brûlant provenant de chambre de combustion.

La compagne Curtiss-Wright étudie un mode de refroidissement par transpiration, selon lequel l'air traverse la paroi de l'aube réalisée en métal frite poreux. Nous savons que les performances d'un réacteur dépendent, en grande partie, de la température à l'entrée de la turbine : en faisant passer cette température de la limite actuelle de 950°C aux 1300°C rendus possibles par le refroidissement par transpiration, la puissance pourrait augmenter de 100%. Le refroidissement par transpiration pourrait avoir un brillant avenir chez les motoristes.

I-4-6- Station (7 - 10) canal d'éjection :

Dans le Canal d'éjection, l'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques ou supersoniques. La pression des gaz n'y est pas extrêmement élevée en valeur absolue, mais elle l'est en valeur relative si on la compare à celle que l'on mesure à la sortie de la tuyère.

Dans un turboréacteur, l'objectif est de convertir le maximum d'énergie de pression en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produit.

Lorsque la dilatation des gaz s'effectue presque entièrement dans la turbine, comme c'est le cas dans un turbopropulseur, le canal d'éjection ne fait qu'amener l'écoulement gazeux vers l'arrière avec la plus faible perte d'énergie possible. Toutefois, si les gaz sortant de la turbine doivent s'opposer à une contre-pression importante, la tuyère d'échappement doit convertir l'énergie de pression restante en écoulement à haute vitesse. Ainsi que nous l'avons dit précédemment, le canal d'éjection sert aussi à réduire les tourbillons présents dans les gaz lorsqu'ils quittent la turbine de façon à produire la plus grande composante de force axiale possible (fig.1.6).

I-4-6-1- Réalisation technologique :

Le canal d'éjection est essentiellement constitué de deux cônes d'acier inoxydable. Le cône extérieur est habituellement boulonné sur le carter de la turbine, tandis que le cône intérieur est fixé sur le cône extérieur. Les entretoises qui soutiennent le cône intérieur servent d'aubage redresseur pour le flux de gaz tourbillonnaire. Souvent, les canaux d'éjection sont munis de sondes d'instruments situées immédiatement en aval de la turbine. Ces sondes servent à mesurer la température et la pression des gaz à la sortie de la turbine. Bien qu'il soit préférable de mesurer la température à l'entrée de la turbine, la plupart des motoristes préfèrent installer les thermocouples après la turbine de façon à éviter tout risque de dommages à la turbine en cas de rupture d'un thermocouple. De toute façon, la température des gaz éjectés donne une indication de la température à l'entrée de la turbine puisque la chute de température à travers la turbine a une valeur connue. Ainsi, la température d'entrée est indirectement mesurée à l'aide de la température de sortie.

Sur la plupart des moteurs, la tuyère est formée par la partie convergente à l'extrémité du cône extérieur. Lorsque le moteur est encastré dans l'aéronef, la tuyère est fixée à l'extrémité d'une gaine d'éjection plus ou moins longue. La gaine d'éjection relie le cône extérieur du canal d'éjection à la tuyère située à l'arrière de l'aéronef. La gaine d'éjection a un diamètre aussi grand que possible pour maintenir les gaz à basse vitesse et réduire les pertes dues au frottement. Il est préférable aussi qu'elle soit courte et aussi droite que possible pour réduire les effets des pertes de pression. Quand le moteur est encastré, les motoristes utilisent des gaines coudées pour l'entrée d'air plutôt que pour la sortie des gaz car à l'entrée, les pertes de pression sont moins graves qu'à la sortie.

I-5-construction et fonctionnement du moteur :

Le réacteur mono corps mono flux proposé pour la réalisation est constitué d'une entrée d'air (I), ces caractéristiques ont une influence considérable sur les performances globales du mono réacteur.

Le canal d'entrée (1) est fixé par des vis (2) à une conduite sous forme conique (3). Et qui est lié au corps du moteur (4) et ce dernier pour prélèvement du mouvement aux accessoires. Ce canal d'entrée d'air devait être autant que possible sous, et sa surface interne parfaitement lisse ainsi que le corps (4). Sa forme doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite sera la plus mince que possible.

En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permet une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur à double étage (II) (voir annexe 04) monté sur l'arbre principal (5) par des cannelures (voir annexe 01). Ce compresseur axial est constitué de plusieurs métaux différents dont le choix dépend des contraintes mécaniques et thermiques aux quelles ils sont soumis. 11 est composé de deux étages, dont chacun d'eux constitué de deux grilles d'aubes montées perpendiculairement à la périphérie d'une roue. Ces grilles sont alternativement fixes et mobiles et se font face l'une à l'autre .dont le premier étage (6) est constitué d'un rotor (7) aux nombres d'aubes est de vingt cinq et qui sont usinées à partir d'ébauche d'acier inoxydable forgé, bien que certaines aubes de l'étage puissent être en titane et d'un stator (8) de trente deux aubes. Le jeu entre les aubes mobiles et de carter de stator doit être réduit au minimum de facon à garantir la plus grande étanchéité possible, en plus, on a pris compte de l'usure pour que l'ajustement soit assuré entre l'aube mobile et le carter du compresseur. Et le deuxième étage est de vingt cinq aubes au rotor (9) et le stator (10) de vingt-neuf Ce compresseur est coincé à sa gauche à l'aide d'un épaulement du corps (11) qui a une configuration conique, qui sert à l'écoulement de l'air dans des meilleures conditions avec le corps du moteur (4). Le disque supporte généralement l'arbre principal qui pivote dans le carter d'entrée d'air par l'intermédiaire du palier avant (12) (roulement à bille) sur le bout cannelé. A son extrémité, on a fixé un pignon conique (13) avec l'arbre principal (5) par des cannelures à l'aide d'un écrou (14). Ce pignon transmet le mouvement à une roue dentée conique (15). La roue est fixée à la partie inférieure du carter (II), en liaison à l'arbre tournant de la pompe à engrenage (16) du carburant. Cette pompe alimente le circuit en kérosène. Elle permet d'atteindre une pression de 200 bars, avec un débit de 90 1/min. Elle tourne à 6000 t/min et son rendement est de 0,7.

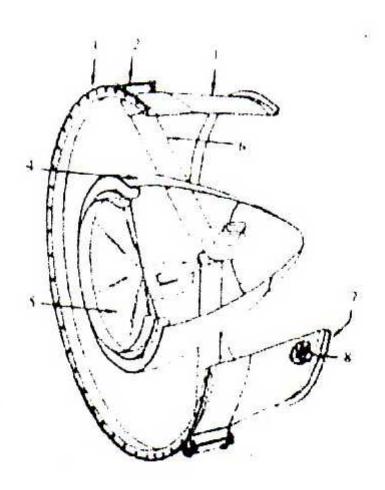


Fig.I.5: Canal d'éjection.

- 1- Carter conique extérieure.
- 2- Patte de fixation de l'entretoise.
- 3- Bride de montage avant.
- 4- Cône central.
- 5- Chicane.
- 6- Entretoise.
- 7- Bride de montage arrière.8- Ancrage de sondes d'instrument.

25	1	Le filtre des injecteurs					
24	1	La valve de sécurité					
23	1	Transmetteur d'écoulement					
22	1	Clapet anti-retour					
21	1	Un filtre de lavage					
20	1	Clapet anti-retour					
19	1	Manomètre					
18	1	L'échangeur de chaleur					
17	1	Bac du carburant					
16	1	La pompe à carburant					
15	1	Roue dentée conique					
14	1	Un écrou					
13	1	Un pignon conique					
12	1	Palier avant (roulement à bille)					
11	1	Carter intérieur					
10	1	Stator de 2 ^{ème} étage					
9	1	Rotor du 2ème étage					
8	1	Stator du 1 ^{er} étage					
7	1	Rotor du 1 ^{er} étage					
6	2	Etage du compresseur					
5	1	L'arbre principal					
II	1	Compresseur axial					
4	1	Le corps					
3	1	Une conduite conique					
2		Vis de fixation					
1	1	Le canal d'entée					
1	1	Entrée d'air					
REP	NB	DESIGNATION	MATIERE	OBS			
Université de Blida - Institut d'Aéronautique							
Echelle: 1/2 DESIGNATION DU TURBOREACTEUR			3 ^{ème} Année				
-516		.]		STRUCTURE			
Dessin N° :01 OULD ABDERRAHMANE – BESSADI							

48	1	Soupape de sûreté				
47	1	Filtre				
46	1	Filtre				
45	1	Clapet anti- retour				
44	2	Elécto-aimant				
43	1	Manomètre				
42	1	Bac d'huile				
41	1	Tiroir de distribution				
40	1	Pompe à engrenage				
39		Des trous de lubrification				
VI	1	Le canal d'éjection				
38	1	Rotor 2ème étage				
37	1	Stator 2ème étage				
36	1	Rotor du 1er étage				
35	1	Le distributeur				
34	1	Tube à flamme				
33		Les orifices				
V	1	La turbine				
32	1	Le carter de la chambre de				
		combustion				
31	1	Cloison thermique				
30	9	L'injecteur				
29	9	Enceinte ouverte				
IV	1	Chambre de combustion				
28	1	Diffuseur (stator)				
27		Plaques (aubes)				
26	1	Rouet (rotor)				
Ш	1	Compresseur centrifuge				
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS.		
Université de Blida _ Institut d'Aéronautique						
Echelle 1/2		DESIGNATION DU TURBOREACTEUR		3 ^{ème} Année		
				STRUCTURE		
Dessin N°:01		OULD ABDERRAHMANE - BESSADI				



CHAMBRE

DE

COMBUSTION

II- LA CHAMBRE DE COMBUSTION :

II-1- Le Rôle:

Assurer le mélange kérosène – oxygène et permet la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique, en d'autre terme c'est le siége de la réaction de combustion d'autre part elle doit donc présenter une très grande résistance thermiques et assures le fonctionnement de la combustion dans une gamme étendue de fonctionnement du turboréacteur. Cependant elle doit être léger simple et occupe un espace minimum.

II-2- Description:

Elles se composent de façon générale de :

- → □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 injecteur
- Un ou plusieurs tube a flamme dans le ou lesquels séjourne la flamme
 Une enveloppe externe et une autre interne dans lequel passe l'arbre
 compresseur turbine
- → Un carter de raccordement au premier étage de turbine

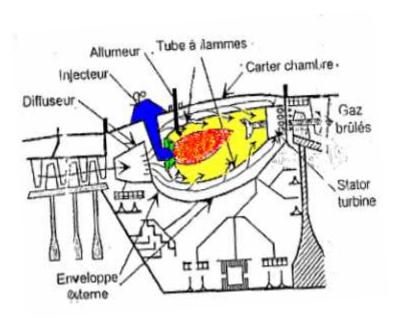


Fig.II.1: les différents éléments qui constitue la chambre de combustion

II-3- Géométrie de la chambre de combustion :

II-3-1- Géométrie basique d'une chambre de combustion :

La figure (a) montre la forme la plus simple possible pour une chambre de combustion II est instructif d'examiner brièvement les paramètres qui déterminent la forme: un tube cylindrique qui relie le compresseur et la turbine.

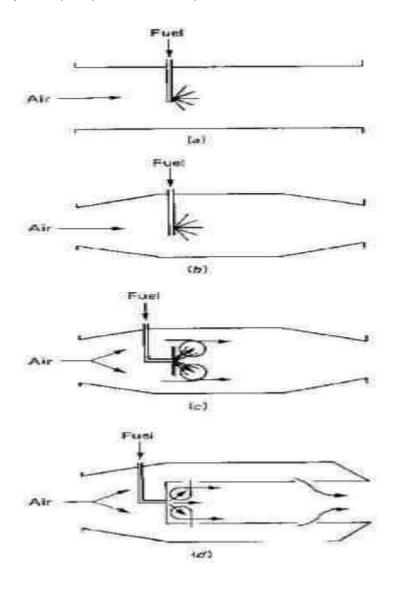


Fig.II.2: Géométrie basique d'un chambre de combustion

Cette configuration simpliste ne convient pas, à cause de la perte de charge (perte en pression) trop importante. En effet la perte de charge due à la combustion est proportionnelle au carré de la vitesse de l'air (de l'ordre de 150 m.s-1) : on voit que la vitesse de l'air au niveau de la chambre est un paramètre crucial, et qu'il faut minimiser.

A cet effet, on modifie le profil de la chambre, comme le montre la figure (b), en utilisant un diffuseur : ainsi la vitesse de l'air est déjà divisée d'un facteur 5. Mais ce là ne suffit pas, il faut créer une zone de reflux (tourbillons) où la vitesse moyenne de l'air est suffisamment faible pour que la flamme puisse être maintenue, d'où la configuration (c).

Enfin, pour obtenir la hausse de température désirée, il faut atteindre un ratio global air/fuel d'environ 50. Pour cela, on place derrière les injecteurs un "liner" (2ème tube, cf figure (d))) perforé de plusieurs séries de trous : la vitesse de l'air reste faible à l'intérieur du liner, la combustion peut se poursuivre et l'air est finalement refroidi.

II-4- Types de chambres :

Suivant la forme de la chambre de combustion on distingue quatre types :

- → Chambre individuelle (séparer)
- → Chambre annulaire
- → Chambre tubo-annulaire (mixte)
- → Chambre inversée

a- Chambre individuelle (séparée) :

La chambre séparée est constituée d'un tube a flamme et d'un carter constituant l'enveloppe extérieure. Le tube a flamme reçoit un injecteur qui pulvérise le carburant a l'intérieur du tube.

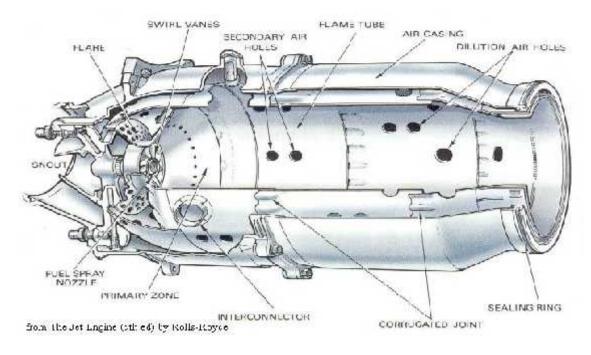


Fig.II.3: chambre individuelle.

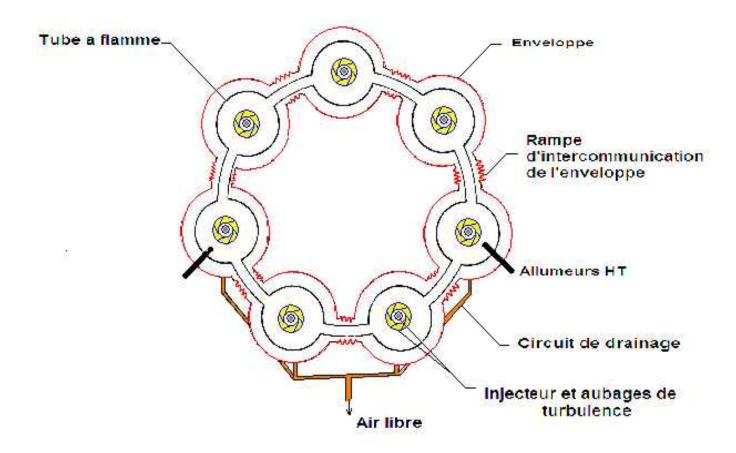


Fig.II.4: coupe transversal des chambres individuelles [2]

Pour permettre la propagation de la flamme lors de l'allumage les tubes a flamme sont reliées entre eux par une rampe d'intercommunication. l'allumage est assuré par deux allumeurs disposées a la base dans deux chambres positionnées a 8h et 4h pour mieux réaliser un bon brasage air\carburant . Un tourbillonnaire est placé autour de l'injecteur.

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.

b- chambre de combustion annulaire :

Une chambre de combustion annulaire est composée de deux tubes concentriques recevant dans l'espace annulaire formé par les deux enveloppes internes et externe du tube a flamme ou se présente les injecteurs disposés tous autour de la section d'entrée du tube a flamme.

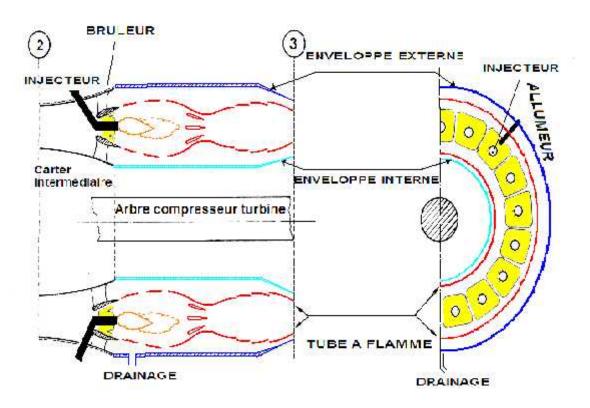


Fig.II.5: coupe transversal et longitudinal de chambre annulaire [1]

Le tube a flamme est enveloppé par le carter interne et externe. Pour assurer l'allumage, deux allumeurs sont disposés à **11** h et **1** heure entre deux injecteurs consécutifs pour assurer l'allumage et former un anneau de flamme dans la chambre de combustion



Fig.II.6: photo transversal d'une chambre annulaire

La chambre de combustion annulaire est très difficile a réaliser car elle demande trop de moyens techniques d'autre part elle exige un personnel qualifié pendant les opérations de remise en état et d'entretien. Cependant son rendement est meilleur que celui de la chambre tubulaire puisqu'elle occupe le plus d'espace alloué a la combustion par la machine.

c- chambre de combustion tubo-annulaire (mixte) :

La chambre de combustion mixte présente un arrangement adéquat et un mariage entre les deux types précédents regroupant l'avantage de l'une et l'inconvénient de l'autre.

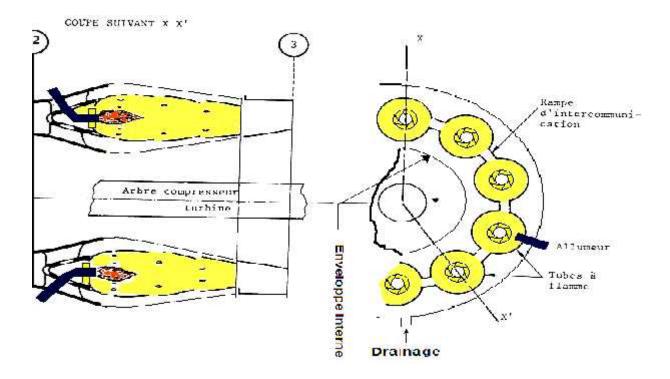


Fig.II.7:coupe transversal et longitudinal de la chambres mixte [1]

Elle est constitué d'un ensemble de tubes a flammes entourée de deux enveloppes interne et externe formant un espace annulaire. Chaque tube reçoit un injecteur permettant de contrôler la combustion

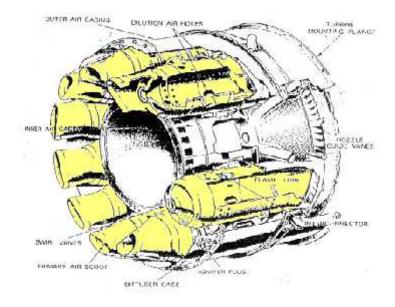


Fig.II.8:chambre de combustion mixte

d- chambre de combustion inversée :

Ce type de chambre est très utilisé sur les machines dont les débits de masses sont relativement faibles comme les GTP de puissance moyenne ou les APU. Ces derniers sont généralement dotés de compresseurs centrifuges.

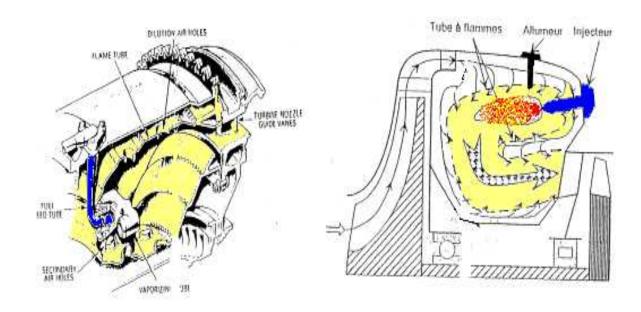


Fig.II.9:chambres de combustion inversée [1]

Cette chambre est nommée à flux inverse car la combustion se déroule en sens inverse au débit d'air issu du compresseur. Les gaz de combustions sont ensuite ramenés parallèlement à l'axe de la machine afin de se présenter convenablement au stator de la turbine.

Cette configuration permet de réduire l'encombrement longitudinal de la chambre de combustion tout en favorisant l'échange thermique, assurant un refroidissement correct. Néanmoins de par sa forme la perte de charge est relativement importante .c'est pourquoi quand le débit est fort les autres types de chambre sont favorables.

II-5- Structure de la chambre :

II-5-1- 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 repénètre par l'intermédiaire des trous primaires, puis des trous secondaires.

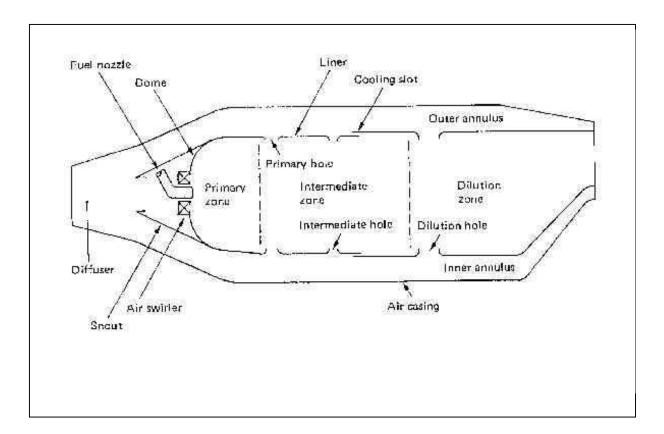


Fig.II.10: les différentes zones d'une chambre de combustion

→ Zone primaire

C'est au début de la zone primaire que sont injectés l'air et le fuel. Sa fonction est d'encrer 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.

→ 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 monoxyde et dioxyde 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).

→ 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).

II-5-2- Le Fonctionnement :

-Phase 1:

l'air sous pression venant du compresseur entre dans la chambre elle se partage en un air primaire flux qui constitue l'air de combustion dosé de manière a ce que le rapport **combustible/air** est situé au environs de **1/15** richesse idéale pour une combustion.

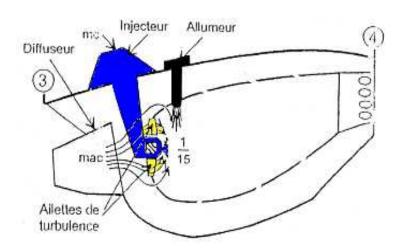


Fig.II.11: l'entrée de l'air primaire [1]

Le carburant est injecté dans le tube par pulvérisation en fines gouttelettes ainsi pour un bon brasage air\carburant l'air primaire est entraîné dans un mouvement tourbillonnaire a travers des aubes de turbulences autour de l'injecteur ceci améliore la combustion et diminue la quantité des imbrûlées

-Phase 2:

Le deuxième flux est trois a quatre fois supérieur au flux primaire qui circule entre l'enveloppe interne et le carter de la chambre cet air est mélangé au primaire dans la zone secondaire et la zone de dilution correspondant a la quantité d'air secondaire et tertiaire .

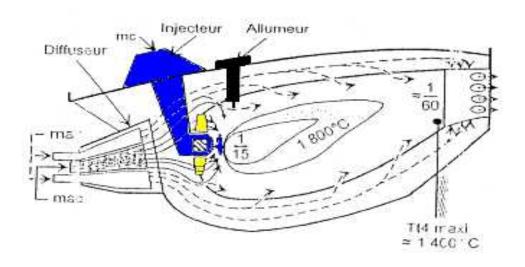


Fig.II.12: l'entrée de l'air secondaire [1]

Les gaz en fin de combustion atteignent une température de **2200** °K qui est trop élevée pour les aubes turbines il est donc nécessaire de refroidir les gaz ce qui est réalisé par les orifices d'air secondaire et tertiaire qui limitent la température a une valeur comprise entre **1100** et **1400** °c.

La disposition de ces orifices est très délicate et seul l'expérience peut mener à des bons résultats. Ces derniers créent un film d'air assurant la protection thermique des tôles constituant le tube a flamme. Cependant les orifices de grandes sections assurent la création de zones de circulations qui permet de stabiliser la flamme à proximité de l'injecteur favorisant son auto inflammation et évitant l'extinction par décrochage de la flamme.

II-5-3- 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.

a- 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.

b- 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

c- 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 en entrée de turbine ?

Pour obtenir de telles conditions, il faut laisser le temps aux échanges de chaleur entre les gaz chauds et les gaz frais (cf 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

Par ailleurs cette dilution est assurée par l'injection d'un flux secondaire à travers les trous de dilution. Ce flux permet de refroidir et d'homogénéiser la température en entrée de turbine. Ceci dépend donc du nombre de trous, de leur diamètre ainsi que de la vitesse d'entraînement des gaz. La relation qui permet de dimensionner l'ensemble fait donc intervenir les différents débits (primaire et secondaire), le nombre de trous et leur diamètre. Cf le graphe suivant :

II-6- Matériaux de la chambre de combustion :

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 (cf. 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

II-6-1- Les superalliages utilisés dans la chambre

II-6-1-1- Les différents types de superalliages :

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.

La comparaison des performances des alliages à base de nickel et de ceux à base de cobalt suscite une remarque assez surprenante. On préférera employer des alliages à base de nickel dans la chambre elle-même alors que les alliages à base de cobalt semblent plus performants à très haute température.

Ceci s'explique d'une part par le fait que les alliages à base nickel sont plus faciles à élaborer et ne nécessitent pas de traitements thermiques. D'autre part, les alliages à base de cobalt sont moins performants à des températures de l'ordre de 800°C.

Cependant les alliages à base de cobalt présentent deux avantages :

→ Leur résistance à la corrosion due aux gaz de combustion est nettement supérieure

L'action du fluage à très haute température se fait moins sentir ; ils peuvent supporter des surchauffes sans risques de céder devant des contraintes importantes.

C'est pourquoi il est intéressant de les utiliser pour les disques de turbines

II-6-1-2- Exemple de matériaux constituant la chambre de combustion :

En générale les tubes à flamme sont en aciers spéciaux réfractaires composés essentiellement de nickel chrome, ceux-ci devant aussi résister aux fortes corrosions dues aux hautes températures. Les aciers employés sont généralement des aciers spéciaux de la classe Nimonic, ou alliage renié (78 ou 80). Nous donnons ci-dessous les matériaux constituant la chambre de combustion d'un moteur militaire

• Tube à flamme:

Il en générale fait avec un alliage de **chrome nickel (NC 22 Fe D)** qui résiste a de très hautes température car le tube a flamme est le siège de la combustion.

• Brûleurs:

Le brûleur, l'ensemble de l'injecteur plus le tourbillonnaire, ils sont en acier spécial, au chrome, nickel titane (Z 10 CNT 18)

Porte Brûleurs :

Il est en alliage d'aluminium (AU 5N)

• Enveloppe externe :

L'enveloppe externe est le carter qui couvre le tube a flamme de l'extérieur, lui aussi subit a de température élevé, il est en acier spécial, nickel, chrome et titane (Z3 NCT 25)

• Enveloppe interne:

C'est celui qui couvre le tube a flamme de l'intérieur et dans le quelle passe l'axe du compresseur, turbine il est en **titane** (T50)

Carter intermédiaire :

Il fait le raccordement entre le compresseur et la chambre de combustion, il résiste a des températures moyenne il est en **alliage, titane (ZTI)**

II.7 Les Techniques de Refroidissement :

L'évolution des moteurs à flux continus est orientée vers la recherche de l'amélioration du rendement thermique. Les températures maximales des gaz de combustion peuvent alors dépasser sensiblement les températures admissibles des matériaux. Des techniques de refroidissements sont donc nécessaires pour palier à ce problème.

II.7.1 Refroidissement interne dans les canaux :

Il consiste à faire circuler le fluide de refroidissement dans des micro-canaux lisses à l'intérieur de la paroi. Leur implantation près de surfaces exposées au flux permet de bien évacuer la chaleur.

Les premières chambres de combustion refroidies l'ont été avec des canaux cylindriques ou à surface d'échange augmentée. L'efficacité limitée de cette technique a conduit à l'apparition de canaux munis de picots. Les picots sont des petites excroissances cylindriques (diamètre de l'ordre de quelques dixièmes de mm) recouvrant la paroi interne de la chambre, augmentant ainsi la surface de contact avec le fluide de refroidissement. Il existe également des canaux munis de pontets, qui, à la différence des picots, sont des cylindres joignant les parois en vis-à-vis ; leurs dimensions sont de l'ordre de celles des picots. Ils présentent l'avantage de répartir de manière homogène la température dans la pièce et d'augmenter les échanges convectifs. Leur coût de fabrication est toutefois élevé en raison de la finesse des techniques de fonderie mises en jeu pour leur élaboration.

II.7.2 Refroidissement par ablation :

Le refroidissement par ablation utilise un matériau thermodégradable qui se sublime en absorbant de la chaleur pour former un film isolant la paroi du fluide chaud.

II.7.3 Refroidissement par film:

Cette technique, apparue dans les années 60, consiste à émettre de l'air de refroidissement par des rangées de trous (cylindriques ou non, de quelques dixièmes de mm), ou des fentes, perpendiculaires au trajet des gaz de combustion, pour qu'un film protecteur de fluide "froid" se développe entre les gaz chauds et la paroi à refroidir. Cette protection se dégrade progressivement, de l'émission jusqu'au bord de fuite. La création du film perturbe la couche limite, et la compréhension des phénomènes thermiques qui s'y produisent constitue un champ de recherches important. Il est cependant difficile de reproduire les phénomènes qui ont lieu dans une turbine, spécialement ceux dus à sa grande vitesse de rotation.

II.7.4 Refroidissement par transpiration :

Une fabrication originale, initialement élaborée pour refroidir les chambres de combustion, consiste à superposer des lamelles préalablement gravées, puis à les assembler. On obtient un matériau poreux et le refroidissement s'effectue par transpiration (ou effusion). Celui-ci assure, d'une part, le refroidissement interne du matériau et, d'autre part, la protection de sa surface, grâce à l'établissement d'un film dont l'efficacité du refroidissement est pratiquement constante sur toute la surface. Bien que prometteuse sur le plan de la réduction du débit de refroidissement, cette méthode possède un coût de production élevé.

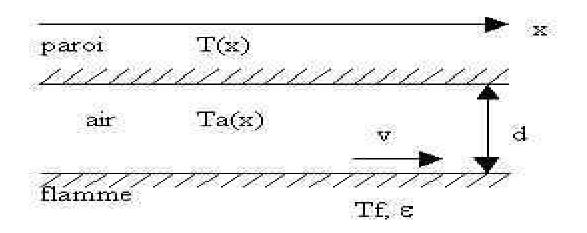


Fig.II.13: refroidissement par transpiration



ETUDE

DE LA

COMBUSTION

III-ETUDE DE LACOMBUSTION

III-1- INTRODUCTION:

La combustion est une réaction chimique d'oxydoréduction Qui met en jeu deux espèces, le comburant comme oxydant et le combustible comme réducteur, l'ensemble met en contacte constitue le milieu réactionnel.

Dans la majorité des cas le combustible est sous forme liquide gazeux ou solide. le comburant est généralement de l'air ou l'oxygène gaz ou liquide.

Généralement, l'ensemble combustible, comburant sont des espèces distincts qu'il faut amener en contact ou mélanger pour préparer la combustion. Cependant, il n'est pas toujours de même, que précédant, car dans certaines substances chimique les deux espèces co-existent en même temps, comme la nitroglycérine et l'hydrazine.

Dans le domaine des fusés en utilise les termes de propergol pour designer l'ensemble combustible – comburant, on parle d'ergol quand on désigne un des constituant or monergol pour une substance contenant simultanément les deux espèces.

Lorsque la combustion vive démarre spontanément dés que les deux constituants sont mis en contacte dans les conditions normales de température et pression, le mélange réactionnel est dit **hypergolique**.

La diversité des milieux réactionnels rend difficile la mise en évidence des caractères communs dés combustions ainsi réalisables. C'est dans les processus chimique intimes que les travaux de (combustion fondamentale) s'attachent à trouver des analogies. La discipline de base avec laquelle sont abordées ces études est la **cinétique chimique** qui est mieux connue dans le domaine des combustion en phase (I) gazeuse.

III-2- LA COMBUSTION :

III-2-1- DEFINITION:

La combustion est une réaction chimique, globalement exothermique, relativement lente au début mais pouvant devenir très rapide voire même violente, avec émission de rayonnements et élévation de température. Pour les combustibles usuels, qui sont en général des produits carbonés d'origine organique, la combustion correspond à une réaction chimique avec l'oxygène atmosphérique et conduit à la formation de dioxyde et de monoxyde de carbone, d'eau, ainsi que de composés comme le dioxyde de soufre se formant à partir d'impuretés minoritaires présentes dans le combustible.

Le terme combustion comprend également les oxydations au sens chimique large, les oxydants pouvant être, chlore et le fluor, l'acide nitrique ou même certains perchlorates.

De ce fait la réaction comprend en réalité un grand nombre de réactions dites élémentaires, les unes consommant de la chaleur, les autres dégageant de la chaleur qui est dominante sur la consommation.

Les travaux effectués depuis de nombreuses années permettant maintenant de classer d'une manière particulièrement précise les phénomènes complexes rencontrés. Ce qui nous conduit a considères la combustion sur le plan phénoménologique comme étant l'emballement d'une réaction Chimique exothermique qui est rendu possible du fait de certaines conditions adéquates (pression, température, composition des réactifs, éventuellement confinement) ; et contrôlé par certains phénomènes physique (transfert de chaleur et de masse) qui lui imposent, des modalités précises et des apparences diverses.

III-3- LES COMBUSTIBLES:

III-3-1- Définition :

Un combustible conventionnelle est un mélange complexe de composés organiques dans les quels en retrouve les éléments chimiques essentiel comme le carbone, hydrogène, oxygène, azote et le soufre et qui ont comme formule généraliser

C_n H_m O_p N_q S_t

On dehors des hydrocarbures pour du types $\, \, \boldsymbol{C}_n \, \, \boldsymbol{H}_m \,$ les combustibles sont connus plutôt par leur composition pondérale pour les liquides ou volumiques pour les gaz.

Les produits issus des hydrocarbures sont obtenus suite à une récupération de la colonne de distillation. Généralement dans le domaine de l'aviation le jet A1 est le plus couramment utilisé.

D'une manière générale le combustible est suivi d'une fiche technique permettant l'identification et comprenant sa densité sont point éclaire, la température de congélation et sa composition.

III-3-2- Caractéristiques des combustibles :

a- Viscosité:

La viscosité d'un liquide est la résistance qu'opposent ses molécules à une force tendant à les déplacer les unes par rapport aux autres, elle mesure les frottements internes. La viscosité décroît lorsque la température s'élève.

b- Distillation:

La distillation consiste à chauffer un liquide jusqu'à son point d'ébullition puis à condenser les vapeurs produites en repérant la température pour différents volumes condensés.

c- Point d'écoulement :

Le point d'écoulement est la température la plus basse à la quelle le liquide peut encore couler, après avoir été refroidi dans les conditions normales.

d- point d'éclair :

Les hydrocarbures dégagent à leur surface, bien avant leur température de combustion de petites quantités de vapeurs qui sont susceptibles de prendre feu au contact d'une flamme.

Le point d'éclaire d'un hydrocarbure est la température minimale à la quelle il doit être porté pour les vapeurs émises s'enflamment en présence d'une flamme.

e- Densité:

La densité est le rapport du poids d'un certain volume d'échantillon à une température **t** au poids du même volume d'eau à une température standard. Le choix de l'état standard à 4° C permet l'identification des chiffres qui mesurent la densité et la masse volumique. La densité légale en France se mesure à 20° C et a pour symbole :

$$d_4^{20} = \frac{poids\ d'un\ volume\ de\ produit\ \grave{a}\ 20^\circ}{poids\ du\ m\^eme\ volume\ d'eau\ \grave{a}\ 4^\circ}$$

Dans les pays anglo-saxons, la specific gravity est définie pour deux températures standards identiques, soit 60° F (15 °C), et a pour symbole : sp.gr. ou sp.gr. 60/60° F.

Les américains utilisent également pour mesurer la densité, le degré A.P.I. défini par *l'American petrolewn institute*, comme une fonction hyperbolique de la specific gravity :

$$^{\circ}A.P.I = \frac{141,5}{sp.gr.60/60^{\circ}F} - 131,5$$

f- Pression de vapeur :

La pression de vapeur est la pression sous laquelle le corps placé seul à une température donnée constante, est en équilibre avec sa vapeur. Autrement dit, c'est la pression sous laquelle le liquide bout (ou encore le solide se sublime), à la température considérée.

III-3-3- Les différents types de combustibles :

a- Combustible gazeux :

Essentiellement gaz naturel de pétrole liquéfié. 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 prés 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 pouvoir il devient charbon.

c- Combustibles liquides:

La croyance populaire a toujours attribué aux bitumes, naphtes 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, cocke de houille, Résidus de l'industrie de bois etc	INISTALL THAL ALL	Gaz d'eclurage, gaz de fours à cocke, gaz de gazogène, mélange propane, butane etc

III-3-4-Exemple de carburants utilisés :

-Carburéacteur (Kérosène) :

L'apparition et le développement de l'aviation à réaction ont ouvert

Un nouveau débouché à cette coupe C10 - C14, encore appelée kérosène. Les spécifications françaises ne font que reproduire celles prévues pour les deux qualités courantes de jet fuels américains **JP 4** et **JP 1** auxquels correspondent **TR 4** et **TR 0**.

a- Distillation:

Le TR 0 est approximativement une coupe de kérosène distillant entre 165° C et 240° C et utilisée par l'aviation commerciale, alors que le TR 4, constitué par une coupe plus large, contenant plus de légers, avec un point initial de 55° C et un point final de 240 °C est réservé à l'aviation militaire. Théoriquement un réacteur peut brûler n'importe quel combustible pourvu qu'il soit équipé d'un dispositif de pulvérisation efficace permettant une bonne combustion sans formation de dépôts. Cependant, son utilisation en aviation à haute altitude impose des spécifications sévères assurant un maximum de garantie.

b- Densité:

Elle conditionne directement la rayon d'action de l'avion ; on a intérêt à utiliser des carburéacteurs de densité élevée pour avoir le maximum d'énergie dans un volume donné, celui des réservoirs, et réduire le poids et le volume des réacteurs. Mais cette densité élevée ne doit pas être obtenue par des fractions trop lourdes qui feraient diminuer le rendement de combustion en donnant des dépôts de carbone. C'est donc là encore une affaire de compromis ; la densité se situe aux environs de 0,800.

c- Tension de vapeur :

Cette spécification n'intervient que dans le cas du TR 4 ; la tension de vapeur doit être comprise entre 140 et 210 g/cm² pour éviter, sous la faible pression régnant à haute altitude, la vaporisation qui provoquerait des bouchons

de vapeur et le désamorçage des pompes, sans parler des pertes par évaporation pour des réservoirs non pressurisés. Cependant, la présence d'éléments légers est indispensable pour l'allumage du réacteur au sol ou son réallumage en altitude, surtout s'il n'y a pas de dispositif de préchauffage de l'alimentation. La qualité TR 4 ou JP 4 a été conçue afin de permettre la résorption et une meilleure valorisation des excédents d'essence — motrice de mauvais indice d'octane que la raffinerie produit à différents stades des traitements.

d- Teneur en aromatiques :

On estime que la teneur en aromatique doit être inférieure à 25% pour limiter la formation des dépôts de carbone. En réalité, si les hydrocarbures ayant C/H élevé brûlent plus mal que les chaînes paraffiniques, il semble néanmoins que la qualité de dépôts formés dépend plus de l'atomisation du carburant que de sa structure chimique.

e- Point de congélation :

Il est fixé à -40° C pour le TR 0 et à -60° C pour le TR 4 et garantit ainsi la pompabilité du combustible aux très basses températures rencontrées en altitude et se situant environs de -50 ou -55° C. rappelons que le point de congélation correspond à l'apparition d'un trouble dans le carburant alors que la limite de

pompabilité se situe environ 10° C plus bas, ce qui donne une marge de sécurité acceptable. D'ailleurs actuellement, on généralise les dispositifs de préchauffage des carburéacteurs au-dessus de 0° C pour éviter l'obstruction des filtres. Le point de congélation est en relation assez étroite avec le point final de distillation.

f- Teneur en eau:

Les carburéacteurs doivent être exempts d'eau en suspension. Mais la solubilité de l'eau dans les hydrocarbures bien que très faible, n'est pas négligeable. en effet qu'à 30° C le kérosène est saturé par environ 0.01% en poids d'eau provenant des divers traitement, mais qu'à — 20°C la solubilité devient pratiquement nulle, de sorte que l'abaissement de la température en altitude

provoque la démixtion de l'eau dissoute qui se cristallise instantanément et risque de bouch

III-4- LES COMBURANTS:

La plupart des combustions de types industriel et domestique font appel à l'utilisation de l'air atmosphérique comme comburant. Mais certains applications requérants l'emploi d'autre oxydants énergétiques qui sont l'oxygène, le fluor et les composés porteurs du fluor et oxygène²

Parmi les oxydants les plus importants, on peut citer :

III-4-1- L'OXYGENE :

Sous forme liquide, il a une couleur bleutée et est obtenu par distillation de l'air liquide. Pour produit 1 Kg d'oxygène liquide, on dépense environ 1 k W d'énergie électrique

. L'oxygène liquide est très énergétique surtout s'il est employé avec des hydrocarbures ou de l'hydrogène liquide.

L'oxygène liquide à l'avantage de n'être ni toxique ni corrosif ; ses effets sur la peau sont comparables à des brûlures.

III-4-2- LE FLUOR:

Sous sa forme liquide ou gazeuse, il a une couleur jaunâtre. Il est obtenu par électrolyse d'un mélange HF ou KF, d'ou suri prix de revient assez élève. Le fluor présente le grand avantage d'être le plus énergétique de tous les oxydants utilisés.

III-4-3- L'ACIDE NITRIQUE :

A l'état liquide, il est incolore et il est préparé par hydratation du peroxyde d'azote. Sa manipulation exige plusieurs précautions à cause de sa toxicité, de son pouvoir très corrosif et des brûlures qu'il peut occasionner à la peau.

III-4-4- L'EAU OXYGENEE (Pétroxyde d'oxygène) :

Sous forme liquide, c'est un produit incolore. Malgré la facilité de production, il présente des problèmes de stockage, de corrosion et de stabilité. Ce composé s'enflamme facilement sous l'effet de certaines poussières.

Le peroxyde d'oxygène n'est pas toxique mais peut provoquer des brûlures sur la peau.

III- Etude thermodynamique de la combustion :

III-1- Généralité:

III-1-1-système thermodynamique :

En thermodynamique, il est nécessaire de décrire parfaitement le système étudié, c'est-à-dire, connaître ses propriétés physiques (macroscopiques) comme la température, le volume, la pression et sa composition chimique.

Un système thermodynamique est un système matériel bien déterminé qu'est soumis à des études théoriques ou expérimentales, on le note S.

Le milieu extérieur, c'est le reste de l'univers, on le note Mext.

La frontière qui sépare le système du milieu extérieur peut être réelle ou imaginaire, fixe ou déformable, on le note.

III-1-1-1 Types de système :

→ Système fermé :

Un système S est dit fermé lorsqu'il n y a pas échange de matière à travers la frontière ... c'est-à-dire entre le système et le milieu extérieur

Exemple : un fluide dans un récipient fermé.

→ Système ouvert :

Un système S et dit ouvert lorsqu'il y a échange de matière entre le système et le milieu extérieur

Exemple : bougie allumée

→ Système isolé :

Un système S est dit isolé lorsqu'il n y a ni échange de chaleur ni échange de travail

entre le système S et le milieu extérieur Mext

Exemple : calorimètre – thermos

III-5-1-2-Quantité de chaleur :

C'est l'énergie calorifique ou thermique échangée par un corps au cours d'une

variation de température T avec un symbole Q

→ Chaleur sensible :

C'est l'énergie calorifique ou thermique échangée par un système

Lorsque sa température varie

 $Q = m.c (T_F-Ti)$

Avec:

m : masse du corps considéré

c : chaleur spécifique du corps considéré (cal/g°l ou J/kg°k)

→ Chaleur latente :

C'est la chaleur produite ou consommée par un système qui change de phase

à une température constante et à une pression constante

→ Chaleur de réaction :

C'est la chaleur consommée ou produite par un système au cours d'une

réaction chimique.

III-5-2- Energie interne :

III-5-2-1- Définition :

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 définie comme la somme des

énergies cinétiques Eci et potentielles Epi de toutes les particules formant le

système.

47

U=U a+U i+U m+U p, avec:

 $.\Delta \bigcup$ Est positive si le système reçoit de l'énergie.

 $\Delta \bigcup$ Est négative si le système fournit de l'énergie.

III-5-2-2- Propriétés de l'énergie interne:

A l'équilibre thermique, l'énergie interne est une énergie exprimée en joule ou en kcal c'est une fonction d'état.

L'énergie interne U caractérise le contenu ou niveau énergétique du système thermodynamique. L'énergie interne U d'un système peut varier par suite d'échanges d'énergie avec le milieu extérieur. Les énergies sont principalement échangées sous forme de chaleur Q et de travail W

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 isole est constante car :

 $W=Q \Rightarrow \Delta \cup =0 \Rightarrow \cup =Constante.$

III-5-3- TEMPERATURE ET COMPOSITION DES PRODUITS DE COMBUSTION :

Après combustion complète du carburant, le carbone se trouve normalement sous forme d'anhybride carbonique (CO₂) et l'hydrogène sous forme d'eau (H₂0). En réalité, la composition du mélange final est toujours beaucoup plus complexe. En mélange riche par exemple, le système réactionnel ne contient pas suffisamment d'oxygène pour permettre une combustion totale. Il se forme alors en plus des espèces citées précédemment, de l'oxyde de carbone (CO), et de l'hydrogène (H₂). Par ailleurs, les produits obtenus peuvent subir un grand nombre de réactions ultérieures (dissociations, combinaisons) dont le degré d'avancement varie avec la pression et la température.

Les réactions chimiques qui se déroulent dans la zone de chambre de combustion correspondent généralement à l'évolution quasi complète des produits initiaux vers l'état d'équilibre thermodynamique.

Si l'on suppose que cet équilibre thermodynamique est atteint, il est possible de calculer la composition finale de combustion pour un mélange pauvre (rc<I), et ce en tenant compte des équilibre relatifs aux dissociations endothermiques qui

deviennent importantes au fur et à mesure que le niveau thermique s'élève. Pour les combustibles les plus usuels, les équilibres principaux à considérer, sont les suivants .

 $2CO_2 \Leftrightarrow 2CO+O_2$ $2H_2O \Leftrightarrow 2OH+H_2$ $2H_2O \Leftrightarrow 2H_2 + O_2$ $H_2 \Leftrightarrow 2H$ $O_2 \Leftrightarrow 2O$ $N_2 \Leftrightarrow 2N$ $N_2+O_2 \Leftrightarrow 2NO$

Lorsque le combustible hydrocarbure par exemple est en excès, il intervient de plus toute une série d'équilibres relatifs aux réactions de déshydratation et de cracking qui rendent le calcul de la composition globale d'équilibre pratiquement impossible.

Lorsque le système évolue sans dissipation d'énergie, il en résulte de l'exothermique de la réaction que les produits se trouvent portes à une température considérablement élevée appelée température de combustion. La valeur de cette dernière varie selon les conditions d'inflammabilité (composition et concentration) et signifie que pour un combustible donné, il y a autant de température de combustion que de façon de réaliser cette combustion. On considère en particulier :

I

II-5-3-1- la température théorique de combustion :

C'est la température atteinte par les produits de la combustion d'un combustible brûle dans les conditions suivantes :

- → Le combustible et l'air sont pris à la température ambiante.
- → La combustion est complète (totale) et neutre (stoechiométrique).
- → □Les parois du foyer n'absorbent et ne transmettent aucune quantité de chaleur.

III-5-3-2- La température réelle de combustion :

Quand un combustible est brûlé dans une chambre de combustion d'abord, les parois absorbent et transmettent au milieu extérieur une partie de la chaleur de combustion, il s'ensuit que la température réellement atteinte par les produits de la combustion est inférieure à la température théorique déjà définie.

Cette température réelle peut encore être abaissée par le fait de certaines circonstances comme : l'emploie d'un excès d'air, l'oxydation partielle du carbone en oxyde de carbone (CO) et la présence d'imbrûlés parmi les produits de combustion. Cette température réelle peut aussi être relevée si l'on utilise un mélange (aircombustible) préalablement réchauffé.

L'estimation de la température des produits de combustion n'est possible que si on suppose la composition idéale d'équilibre exactement atteinte. Ce calcul est très complexe, il résulte du bilan entre les calories dégagées par la réaction d'une part, et celle absorbée d'autre part, aussi bien par l'échauffement des produits de réaction, y inclus les radicaux et les atomes, que par les processus endothermiques de formation de ces derniers. Les chaleurs spécifiques à utiliser sont des valeurs moyennes valables pour un intervalle de température considéré. Les systèmes d'équations à résoudre pour ce calcul comprend donc les relations d'équilibre, les relations de conservations des atomes (relations relatives à la stoechiométrie), ainsi que l'équation exprimant la conservation de l'énergie. Ce système est en général insoluble sans faire appel à des méthodes d'analyse numérique.

L'utilisation des ordinateurs de nos jours a beaucoup contribuer à rendre ces déterminations très faciles.

III-5-4- 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 macroscopique. 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-5-5- Transformation irréversible :

La transformation du système peut être considérée, à des infiniment petites prés 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 idéale. Une transformation réversible réelle ou **irréversible**

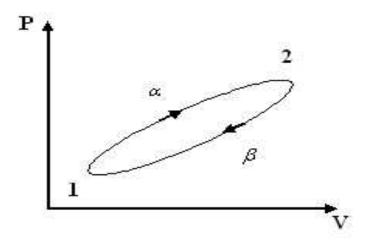
III-5-6- Expression de premier principe pour un système ferme :

> 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 r 2 s dont la forme peut être quelconque.

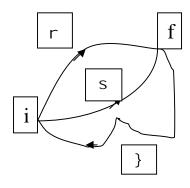
Au cours deb cette transformation, le système échange avec le milieu extérieur un travail \mathbf{W} et une quantité de chaleur \mathbf{Q} . le premier principe peut être exprimé en dosant que \forall la forme de la courbe représentant la transformation, les grandeurs \mathbf{W} et \mathbf{Q} sont liée par la relation suivant :

(W+Q) cycle=0 ou W cycle=-Q 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 is f
$$\}$$
 i $W s + Q s + W \} + Q \} = 0$

En égalisant les deux équations, on aura :

$$Wr +Qr +W +Q = Ws +Qs +W +Q$$

On en déduire :

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-5-7- 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 :

$$\Delta V = Cp \Delta T - (\Delta v) \hat{a} P = C^{te}$$
.

D'après les définitions de l'enthalpie :

H= PV.

On peut écrire :

H =U + PV à P=Cte.

H = CpT - PV + PV = CpT.

III-5-7-1- Enthalpie de formation :

Dans les tables thermodynamiques, on peut trouver directement la valeur de H°298K pour certaines réactions, en particulier 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 et moins stable.

En comparant les composés et le plus stable est celui qui aura l'enthalpie de formation la plus faible, par exemple :

 $SO_{2(g)}$ (H°_{Fs02} = -70,96 K cal / mole) est moins stable que :

$$SO_{3(9)}$$
 (H°_{Fs03} - 94,54 K cal/ mole)

Le méthane (V H°F - 17,89) est plus stable que l'éthylène

$$(H^{\circ}_{F} = +12, 50)$$

On remarque que l'état physique du composé obtenu est précisé.

On voit par exemple, que
$$H^{\circ}_{F(H20)}(g) = -57,80$$
 et $H^{\circ}_{F(H20)}(L) = -68,32$.

La différence provient de l'état physique de l'eau.

 $H = H^{\circ}_{FH20(g)} - H^{\circ}_{FH20(L)}$

Soit H=-57.8-(-63.32)=10 K cal / mole.

Fournir 10 K calories. Pour transformer une mole d'eau liquide en une mole d'eau à l'état vapeur (gazeux)

III-5-7-2- Enthalpie sensible :

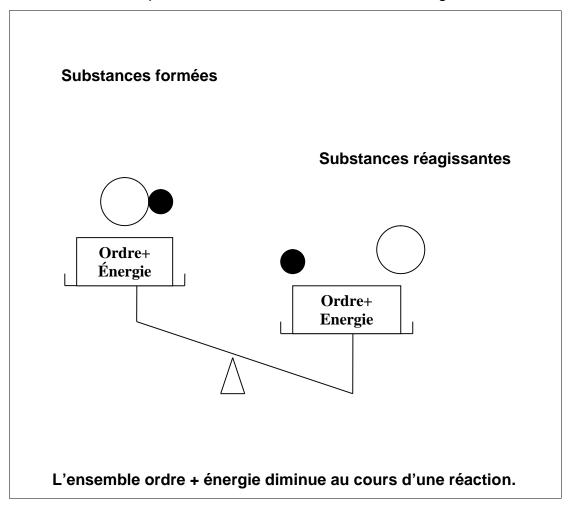
L'enthalpie sensible = Cp.dt (en K cal / mole)

III-5-7-3- 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 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 $\bf G$ 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-5-8- 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=u Q+u W

 $\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \mathbf{Q}}$ =ds pour un processus réversible et ∂W = -pdV, d'où l'on tire :

dU =TdS - PdV et dS=
$$CV \frac{dt}{t} + R \frac{dv}{v} car P = \frac{RT}{V}$$

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

CVdT=TdS - PdS 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 :

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

b- Entropie en fonction des variables T et P :

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

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

dH= CpdT soit CpdT=TdS +VdP et
$$\partial S = C$$
 $p\frac{\partial T}{T} - \frac{RT}{T}$

$$Car V = \frac{BT}{T}$$

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

$$\partial S = Cp \frac{\partial T}{T}$$
 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 :

$$\partial S = Cv \frac{\partial T}{T} + R \frac{\partial V}{V} = Cp \frac{\partial T}{T} - R \frac{\partial V}{V}$$
 Soit:

$$R\frac{\partial V}{V} = (cp - Cv)\frac{\partial T}{T} - R\frac{\partial P}{P}$$

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

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

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

Т

De dS, il vient:

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

$$\partial S = Cp \frac{\partial V}{V} + Cv \frac{\partial P}{P}$$



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

IV-1- ASPECT DE LA COMBUSTION:

IV-1-1-Definition:

IV-1-1-1 Rapport stoechiométrique et richesse :

Pour que la combustion puisse avoir lieu, il est indispensable de fournir au combustible une quantité d'air déterminée, suivant cette quantité d'air fournie, la combustion peut être complète ou incomplète.

On appelle stoechiométrie, la combustion du mélange air- comburant requise pour obtenir une combustion complète.

Le rapport stoechiométrique (R), appelle aussi (pouvoir comburivore), est le quotient des masses relatives d'air et de carburant mises en présence :

R= (masse d'air/ masse du carburant) stoech

R est généralement compris entre 13 et 15 pour les hydrocarbures, plus précisément entre 14,2 et 14,4 pour les carburant classique.

Un mélange stoechiométrique contient donc suffisamment d'oxygène pour oxyder tout le carbone et anhydride carbonique (CO2), tout l'hydrogène en eau (H2O) sans excès d'air.

En admettant pour l'air la composition volumique suivante :

O2:20,9%

N2:79,1%

L'argon (Ar), 0,93%, et les autres constants présents de traces sont assimilés a l'azote.

La réaction de combustion stoechiométrique complète de l'hydrocarbure Cn Hm s'écrit

$$CnHm + (n+m/4) (O2+3,76N2)$$
 \longrightarrow $nCO2 + (m/2) H2O+3 ,76(n+m/4) N2$

Cette composition du mélange correspond à : (n + m/4) moles d'oxygène Par mole de CnHm.

Dans les moteurs thermiques les conditions de combustion des hydrocarbures sont très souvent éloignées de celles correspondant à la stoechiométrie et se

caractérisent soit par un excès, soit par un défaut de carburant par rapport à l'oxygène. La composition du milieu réactionnel s'exprime alors par un paramètre appelé richesse, noté (rc) et définie par la relation :

$$rc = \frac{\left[\left(masse\ de\ carburant\right)/(masse\ d'air)\right]r\acute{e}el}{\left[\left(masse\ de\ carburant\right)/(masse\ d'air)\right]stoech}$$

Soit:
$$rc = [(masse\ de\ carburant)/(masse\ d'air)r\'eel]x\ R$$

La richesse se rapporte donc au réactif le plus noble et le mélange est riche ou pauvre selon que le carburant se trouve en excès ou en défaut. On distingue les trois types de mélanges suivants :

- → Le mélange stoechiométrique (rc= 1).
- → Le mélange pauvre (avec excès d'air, rc<1).</p>
- → Le mélange riche (avec excès de carburant, rc > 1).

Certains auteurs emploient parfois le coefficient d'excès d' air () qui est simplement l'inverse de la richesse : =

Considérons maintenant une combustion complète d'un hydrocarbure cnHm en présence d'un excès d'air, dans ce cas, l'équation chimique globale de combustion complète s'écrit :

rc CnHm +
$$(n+m/4)(O2+3,76N2)$$
 — n rc CO2 + $(m rc/2)H2O$ + $3,76(n+m/4) N2+ (n+m/4) (1-rc) O2$

L'hydrocarbure (CnHm) et l'oxygène (O2) sont des réactifs ;

L'anhydride carbonique (CO2) et I eau (H2O) constituent les produits de combustion ;

L'azote de l'air (N2) exerce un rôle de diluant.

IV-1-1-2- 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 jeux 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 (CH₃, OH, H, O,...).

IV-1-1-3- 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 radicaux libres à une valeur inférieur à une valeur critique définie par la compétition entre les réactions de ramification et de rupture de ces radicaux.

IV-1-2-MECANISME REACTIONNEL PROPOSE:

IV-1-2-1PRESENTATION DU MECANISEME REACTIONNEL :

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

La combustion d'un hydrocarbure ordinaire fait intervenir de l'ordre de 300 étapes intermédiaire 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 $r_c = 1$):

IV-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.

IV-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 calcule 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.

IV-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)

De calcule:

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

IV-4-DETEMINATION DE LA TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET LA COMPOSITION A L'EQUILIBRE :

MISE EN EQUATION:

L'équation de réaction s'écrit :

→ Pour la combustion complète :

$$RcC_{n}H_{m}+\left(n+\frac{m}{4}\right)(O_{2}+3,76N_{2}) \longrightarrow nRcCO_{2}+\left(\frac{m.Rc}{2}\right)H_{2}O+$$

$$\left(n+\frac{m}{4}\right)(1-Rc)O_{2}+3.76\left(n+\frac{m}{4}\right)N_{2}$$

→ Pour la combustion réelle :

RcC_nH_m+
$$\left(n + \frac{m}{4}\right)$$
(O₂+3,76N₂) \longrightarrow x₁CO₂ + x₂H₂O + x₃O₂+ x₄N₂ + x₅O+ x₆OH + x₇H + x₈CO + x₉H₂

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

$$Q+W = HP-HR$$

=
$$\sum_{P}$$
 n_s (hf+ Δ Hs) - \sum_{R} n_e(hf+ Δ He)

Condition adiabatique:
$$\sum_{P} n_{s} (hf + \Delta Hs) = \sum_{R} n_{e} (hf + \Delta He)$$

H_R=(R_C) [hf(C_nH_m)+
$$\Delta$$
 H_S(C_nH_m)] + $\left(n + \frac{m}{4}\right)$ [hf(O₂)+ Δ H_S(O₂)]+
$$3.76\left(n + \frac{m}{4}\right)$$
[hf(N₂)+ Δ H_S(N₂)]

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

T₁=25°C et pour réactives T₂=25°C

H_R=(R_C) [hf(C_nH_m)] les +
$$\left(n + \frac{m}{4}\right)$$
 [hf(O₂)]+ 3.76 $\left(n + \frac{m}{4}\right)$ [hf(N₂)] (à 25°C)

 $hf(O_2)=0$

 $hf(N_2)=0$

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

H_P =(nRc) [hf(CO₂)+
$$\Delta$$
H(CO₂)] + $\left(\frac{m.Rc}{2}\right)$ [hf(HO₂)+ Δ H(HO₂)]+ $\left(n+\frac{m}{4}\right)$ $\left(1-Rc\right)$ [hf(O₂)+ Δ H(O₂)] + $3.76\left(n+\frac{m}{4}\right)$ [hf(N₂)+ Δ H(N₂)]

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

Commentaires sue les graphes :

- -pour le graphe (III-1) on remarque que la température varie proportionnellement avec la richesse.
- pour le graphe (III-2) on remarque que la fraction molaire de CO2 varie proportionnellement avec la richesse.
- -pour le graphe (III-3) on remarque que la fraction molaire de H2O varie proportionnellement avec la richesse.
- -pour le graphe (III-4) on remarque que la fraction molaire de N2 est indépendante de la richesse .
- -pour le graphe (III-5) on remarque que la fraction molaire de O2 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 nécessaire au calcul ont fait l'objet de ce travail.

Les résultats obtenus ont permis d'expliquer le processus de combustion d'un carburant C_{10.3}H_{20.6} (par exemple) dans l'air, ainsi de les représenter en graphiques 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 sont 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 précautions, laisse apparaître des conséquences des polluants prévenant 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 dans la combustion.

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

La bibliographie

Theses:

-Effets de la pression sur la combustion des hydrocarbures.

Réalisée par: -SEKHARI Zeggar

- BOULENOUAR El Walid

Promotion 2001-2002

- Elaboration d'un programme de calcul de la température de combustion et la composition molaire des produits combustion d'un hydrocarbure CnHm application à la combustion Kérosène C10.3H20.6 Gasoil C14.4H24.9.

Réalisée par: - DE

- DEBBI Mohamed

- KACEDALI Billel

Promotion 2003 – 2004

-Elaboration de l'assemblage final d'un turboréacteur adaptable turbopropulseur.

Réalisée par:

-ZAIDOUR

- DEHARIB

Promotion 2003 – 2004

Ouvrages:

-Cours de thermodynamique – énergétique.

Université de Blida.

Mr: HENNI MANSOUR Zoubir

-Cours de combustion 2^{ème} année.

- Thermodynamique générale et applications.



La bibliographie

Theses:

-Effets de la pression sur la combustion des hydrocarbures.

Réalisée par: -SEKHARI Zeggar

- BOULENOUAR El Walid

Promotion 2001-2002

- Elaboration d'un programme de calcul de la température de combustion et la composition molaire des produits combustion d'un hydrocarbure CnHm application à la combustion Kérosène C10.3H20.6 Gasoil C14.4H24.9.

Réalisée par: - DEBBI Mohamed

- KACEDALI Billel

Promotion 2003 – 2004

-Elaboration de l'assemblage final d'un turboréacteur adaptable turbopropulseur.

Réalisée par: -ZAIDOUR

- DEHARIB

Promotion 2003 – 2004

Ouvrages:

-Cours de thermodynamique – énergétique.

Université de Blida.

Mr: HENNI MANSOUR Zoubir

- -Cours de combustion 2^{ème} année.
- Thermodynamique générale et applications.



PROGRAMME DE CACULE DE TEMPERATURE D'EQUILIBRE ET LA COMPOSITION A L'EQUILIBRE POUR "CnHm"



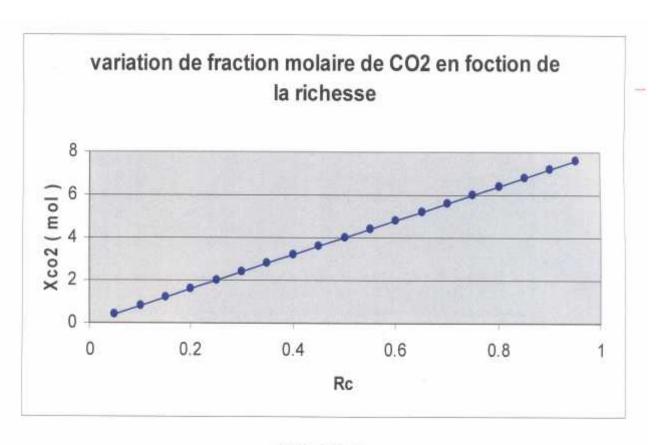
LES ENTHALPIES



LES GRAPIES POUR LE CIU 31/20.6

Tableau N°2

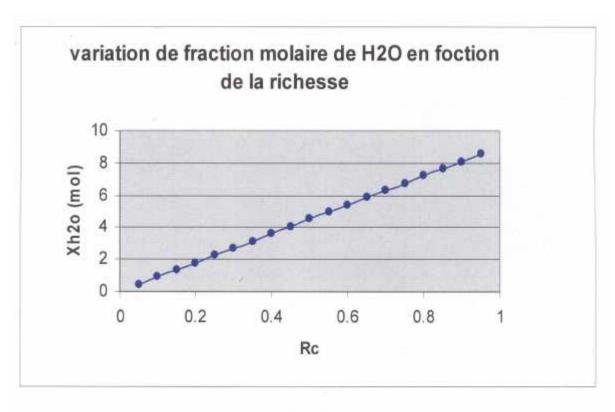
RC	XCO2
0.05	0.51
0.1	1.03
0.15	1.54
0.2	2.06
0.25	2.57
0.3	3.09
0.35	3.60
0.4	4.12
0.45	4.63
0.5	5.15
0.55	5.66
0.6	6.18
0.65	6.69
0.7	7.21
0.75	7.72
0.8	8.24
0.85	8.75
0.9	9.27
0.95	9.78



Gph (III-2)

Tableau N°3

RC	XH2O
0.05	5.15
0.1	1.03
0.15	1.54
0.2	2.06
0.25	2.57
0.3	3.09
0.35	3.60
0.4	4.12
0.45	4.63
0.5	5.15
0.55	5.66
0.6	6.18
0.65	6.69
0.7	7.21
0.75	7.72
0.8	8.24
0.85	8.75
0.9	9.27
0.95	9.78



Gph (III-3)

Tableau N°4

	I
RC	XO2
0.05	14.67
0.1	13.90
0.15	13.13
0.2	12.36
0.25	11.58
0.3	10.81
0.35	10.04
0.4	9.27
0.45	8.49
0.5	7.72
0.55	6.95
0.6	6.17
0.65	5.40
0.7	4.64
0.75	3.86
0.8	3.08
0.85	2.31
0.9	1.54
0.95	0.77

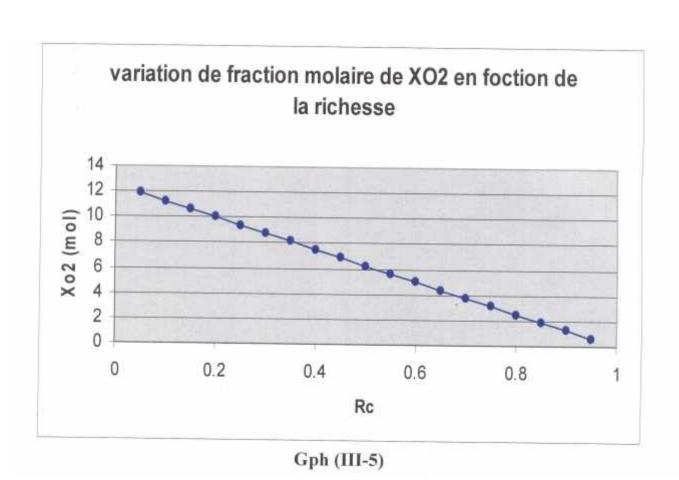
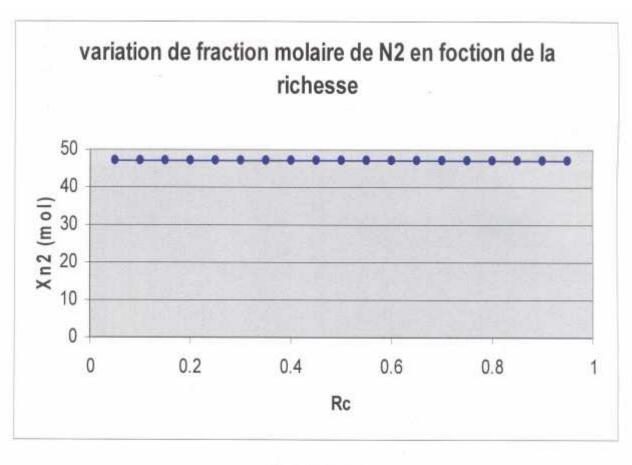


Tableau N°5

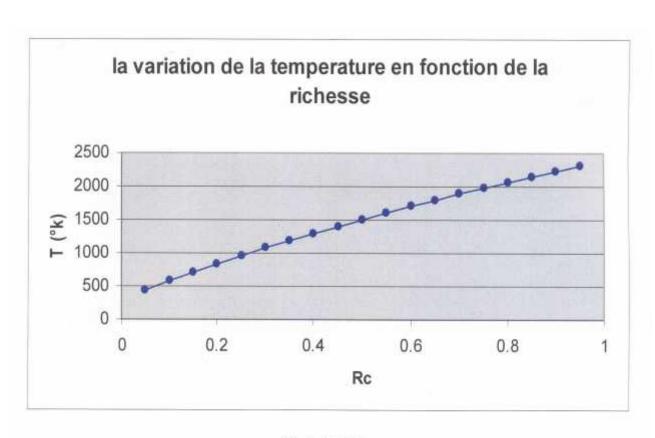
T T T T A
XN2
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09
58.09



Gph (III-4)

Tableau N°1

	•
TRC	$T(K^{\circ})$
0.05	443.29
0.1	581.50
0.15	713.35
0.2	839.53
0.25	960.66
0.3	1077.25
0.35	1189.76
0.4	1298.57
0.45	1403.99
0.5	1506.32
0.55	1605.77
0.6	1702.57
0.65	1796.89
0.7	1888.87
0.75	1978.66
0.8	2066.38
0.85	2152.14
0.9	2236.03
0.95	2318.14



Gph (III-1)