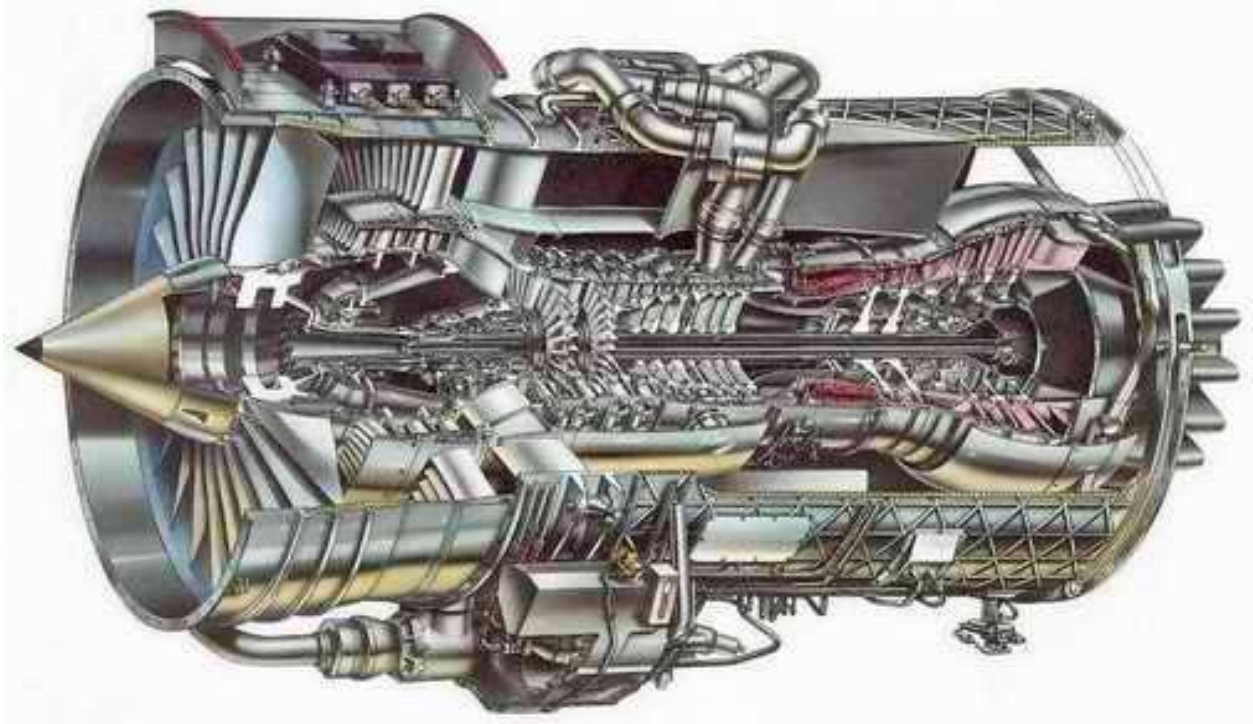


*REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère de l'Enseignement supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA  
Faculté des sciences de l'ingénieur  
Département Aéronautique*

*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*



## **Remerciements**

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

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

*On a la reconnaissance et la gratitude a remercier notre promoteur monsieur ALLALI ABDEERRAZAKE et co-promoteur monsieur AZZAZEN MOHAMED, de nous avoir confié ce thème et aussi pour leur conseils.*

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

☼ *Mr ZABARE MOHAMED.*

☼ *Mr AZZI THAJARJE*

☼ *Mr GALLATI*

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

*On tient également à exprimer notre reconnaissance à*

*Mr KARIME, Mr MOHAMED*

*Mr ABDELWAJAB, Mr HASSANE.*



## *Dédicaces*

*Ma très chère mère qui m'a entouré avec sa  
tendresse et qui ne cesse de prier pour moi*

*Mon très chère père qui a veillé a ce qu'il assure  
le bon déroulement de mes études*

*Mon très chère oncle Ahmed et sa femme  
Wardia*

*Mes très chères frères:*

*Kamel et M'hande*

*Mes très chères soeurs:*

*Fessia, Kanza, Djamila, Fila et Zohra*

*Mes amies Malika, Fadila, Salima, Yamina,  
Yassmina, Kahina*

*Et toi Zakia*





*Dédicaces*

*Ma très chère mère qui m'a entouré avec  
sa tendresse et qui ne cesse de prier pour  
mois*

*Mon très chère père qui a veillé a ce qu'il  
assure le bon déroulement de mes études*

*Mes très chères frères:*

*Meziene et Mokrane*

*Mes très chères soeurs:*

*Djamila, Nounou*

*Mes amies Souad, Malika, Fadila,  
yasmmina,*

*Et to Lynda*

<b>Introduction</b> .....	1
<b>Chapitre I : Généralité sur les turboréacteurs</b> .....	3
<b>I- Généralité sur les turboréacteurs</b> .....	3
<b>I-1- Présentation</b> .....	4
<b>I-2-Moteurs réaction</b> .....	4
<b>I-2-1-Types de moteurs à réaction</b> .....	4
<b>I-2-1-1- Turboréacteur</b> .....	5
<b>I-2-1-2-Turbofan ou turboréacteur à double flux</b> .....	5
<b>I-2-1-3-turbopropulseur</b> .....	7
<b>I-3-Principe de fonctionnement du réacteur</b> .....	8
<b>I-4-Sections et paramètre associer</b> .....	8
<b>I-4-1- Stations (1-10)</b> .....	9
<b>I-4-2- Station (1-2) l'entrée d'air</b> .....	9
<b>I-4-3- Station (2-4) le compresseur</b> .....	9
<b>I-4-3-1- Fonctionnement d'un compresseur</b> .....	10
<b>a- Station (2-3) le compresseur axial</b> .....	10
<b>b- Station (3-4) le compresseur centrifuge</b> .....	10
<b>I-4-3-2-Characteristique de fabrication</b> .....	11
<b>I-4-4- Station (4-5) La chambre de combustion</b> .....	11
<b>a- Première phase</b> .....	12
<b>b- Deuxième phase</b> .....	12
<b>I-4-4-1- Fabrication de la chambre de combustion</b> .....	12
<b>I-4-5- Station (5-7) la turbine</b> .....	12
<b>I-4-5-1-La fabrication de la turbine</b> .....	13
<b>I-4-5-2- Le fonctionnement de la turbine</b> .....	14
<b>a- Le distributeur</b> .....	14

b-	La fabrication du distributeur	14
I-4-6-	Station (7-10) Canal d'éjection	15
I-4-6-1-	Réalisation technologique	15
I-5-	Construction et fonctionnement du moteur	16
<b>Chapitre II : La chambre de combustion</b>		
II-	La chambre de combustion	21
II-1-	Le rôle	21
II-2-	Description	21
II-3-	Géométrie de la chambre de combustion	22
II-3-1-	Géométrie basique d'une chambre de combustion	22
II-4-	Types de chambres	23
a-	Chambre individuelle(séparée)	23
b-	Chambre de combustion annulaire	25
c-	Chambre de combustion tubo-annulaire	27
d-	Chambre de combustion inversée	28
II-5-	Structure de la chambre	28
II-5-1-	Les différentes zones	28
→	Zone primaire	29
→	Zone intermédiaire	29
→	Zone de dilution	30
II-5-2-	Le Fonctionnement	30
	-Phase	
1.	-Phase	30
2.		31

II-5-3-					
Dimensionnement .....					31
a-	La			zone	
primaire.....					32
b-La zone secondaire.....					32
c-	La		zone	de	
dilution .....					32
II-6- Matériaux de la chambre de combustion.....					33
II-6-1- Les superalliages utilisés dans la					
chambre.....		33			
II-6-1-1- Les différents types de					
superalliages.....		33			
II-6-1-2- Exemple de matériaux constituant la chambre de					
combustion .....		34			
II-7-Les technique de refroidissement					
.....		35			
II-7-1-Refroidissement interne dans les canaux					
.....		35			
II-7-2- Refroidissement par ablation					
.....		35			
II-7-3- Refroidissement par film					
.....		35			
II-7-4- Refroidissement par					
transpiration.....		36			
Chapitre III : Etude de la					
combustion.....		37			
III- Etude de la					
combustion.....		38			
III- 1- Introduction					
.....		38			
III- 2- La					
combustion.....		38			
III-2-1- Définition.....		38			
III- 3- Les					
combustibles.....		39			
III- 3-1-Definition					
.....		39			
III-3-2- Caractéristiques des					
combustibles.....		40			
a-					
Viscosité.....					
..		40			
b-					
Distillation.....					
...		40			
c-	point			de	
d'écoulement.....					40



d-				point	
d'éclaire.....					40
e-					
densité.....					40
f-	pression		de	vapeur	
.....					41
III-	3-3-	Les	différents	types	de
combustibles.....					41
a-		combustibles		gazeux	
.....					41
b-				combustibles	
solides.....					42
c-		combustibles		liquides	
.....					42
III-	3-4-	Exemple	de	carburants	
utilisés.....					43
-					
Kérosène.....					4
3					
a-					
distillation.....					43
b-				densité	
.....					43
c-	tension		de	vapeur	
.....					4 3
d-		teneur		en	
aromatiques.....					44
e-	point		de	congélation	
.....					44
f-	teneur		en	eau	
.....					44
III-	4-Les			comburants	
.....					45
III-	4-1-			L'oxygène	
.....					45
III-	4-2-Le			fluor	
.....					45
III-	4-3-			L'acide	
nitrique.....					45
III-	4-4-			L'eau	
oxygénée.....					46
III-5	Etude	thermodynamique	de	la	combustion
.....					46
III-5-1-Généralités					
.....					46

III-5-1-1-Système	thermodynamique	46
III-5-1-1-1- Types de système		46
→ Système fermé		46
→ Système ouvert		46
→ Système isolé		47
III-5-1-2-Quantite de chaleur		47
→ Chaleur sensible		47
→ Chaleur latente		47
→ Chaleur de réaction		47
III-5-2- Energie interne		47
III-5-2-1- Définition		47
III-5-2-2- Propriétés de l'énergie interne		48
III-5-3- Température et composition des produits de combustion		48
III-5-3-1- La température théorique de combustion		50
III-5-3-2- La température réelle de combustion		50
III-5-4- Transformation réversible		51
III-5-5- Transformation irréversible		51
III-5-6- Expression de premier principe pour un système fermé		51
→ Principe de l'équivalence		51
→ Principe de l'état initial et l'état finale		52
III-5-7-Enthalpie		53
III-5-7-1- Enthalpies de formation		53
III-5-7-2- Enthalpies sensible		55
III-5-7-3- Enthalpies libre		55

III-5-8-Expression	de
l'entropie.....	56
III-5-8-1- Entropie en fonction de variable T et V.....	56
III-5-8-2- Entropie en fonction de variable T et P.....	57
III-5-8-3- Entropie en fonction de variable V et P.....	58

**Chapitre IV : Méthodes de calcul de la température d'équilibre et de la composition des gaz brûlés.....59**

IV-1- Aspect de la combustion.....	60
IV-1-1- Définition .....	60
IV-1-1-1- Rapport stoechiométrique et richesse .....	60
IV-1-1-2-Réaction .....	62
IV-1-1-3-Limite d'existence d'une combustion.....	62
IV-1-2-Mécanisme réactionnel propose.....	62
IV-1-2-1-Présentation du mécanisme réactionnel.....	62
IV-2 -La température d'équilibre .....	63
IV-2-1-L'importance de la température d'équilibre .....	63
IV-3-Définition du problème.....	64
IV-4-Détermination de la température d'équilibre et la composition a l'équilibre.....	65
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 combustion.	21
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.

<b>C<sub>10.3</sub>H<sub>20.6</sub></b>	<b>O<sub>2</sub></b>	<b>N<sub>2</sub></b>	<b>CO<sub>2</sub></b>	<b>H<sub>2</sub>O</b>	<b>CO</b>
<b>-288008</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>-393522</b>	<b>-241826</b>	<b>-26.42</b>



**TABLEAU (II)****Enthalpie sensible (CO<sub>2</sub>)**

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

**TABLEAU (III)****Enthalpie sensible (H<sub>2</sub>O)**

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

**TABLEAU (IV)****Enthalpie sensible (O2)**

<b>Température (°K)</b>	<b>Hs (Kj/mol)</b>
<b>298.15</b>	<b>8.685</b>
<b>300</b>	<b>8.739</b>
<b>400</b>	<b>11.711</b>
<b>500</b>	<b>14.771</b>
<b>600</b>	<b>17.931</b>
<b>700</b>	<b>21.187</b>
<b>800</b>	<b>24.527</b>
<b>900</b>	<b>27.934</b>
<b>1000</b>	<b>31.395</b>
<b>1100</b>	<b>34.907</b>
<b>1200</b>	<b>38.461</b>
<b>1300</b>	<b>42.043</b>
<b>1400</b>	<b>45.660</b>
<b>1500</b>	<b>49.305</b>
<b>1600</b>	<b>52.976</b>
<b>1700</b>	<b>56.672</b>
<b>1800</b>	<b>60.393</b>
<b>1900</b>	<b>64.134</b>
<b>2000</b>	<b>67.901</b>
<b>2100</b>	<b>71.693</b>
<b>2200</b>	<b>75.506</b>
<b>2300</b>	<b>79.344</b>
<b>2400</b>	<b>83.204</b>
<b>2500</b>	<b>87.038</b>
<b>2600</b>	<b>90.989</b>
<b>2700</b>	<b>94.915</b>
<b>2800</b>	<b>98.861</b>
<b>2900</b>	<b>102.829</b>
<b>3000</b>	<b>106.818</b>

**TABLEAU (V)****Enthalpie sensible (N2)**

<b>Température (°K)</b>	<b>Hs (Kj/mol)</b>
<b>298.15</b>	<b>8.672</b>
<b>300</b>	<b>8.727</b>
<b>400</b>	<b>11.644</b>
<b>500</b>	<b>14.587</b>
<b>600</b>	<b>17.571</b>
<b>700</b>	<b>20.614</b>
<b>800</b>	<b>23.723</b>
<b>900</b>	<b>26.904</b>
<b>1000</b>	<b>30.144</b>
<b>1100</b>	<b>33.442</b>
<b>1200</b>	<b>36.790</b>
<b>1300</b>	<b>40.189</b>
<b>1400</b>	<b>43.621</b>
<b>1500</b>	<b>47.091</b>
<b>1600</b>	<b>50.591</b>
<b>1700</b>	<b>54.118</b>
<b>1800</b>	<b>57.672</b>
<b>1900</b>	<b>61.242</b>
<b>2000</b>	<b>64.833</b>
<b>2100</b>	<b>68.437</b>
<b>2200</b>	<b>72.062</b>
<b>2300</b>	<b>75.695</b>
<b>2400</b>	<b>79.344</b>
<b>2500</b>	<b>83.003</b>
<b>2600</b>	<b>86.669</b>
<b>2700</b>	<b>90.348</b>
<b>2800</b>	<b>94.031</b>
<b>2900</b>	<b>97.727</b>
<b>3000</b>	<b>101.427</b>



## *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.





# I- PROGRAMME :

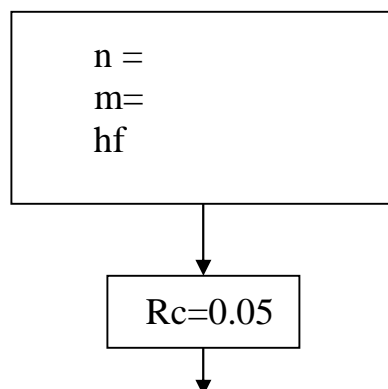
## C \*\* PROGRAMME DE CALCULE DE LA TEMPERATURE D EQUILIBRE \*\*

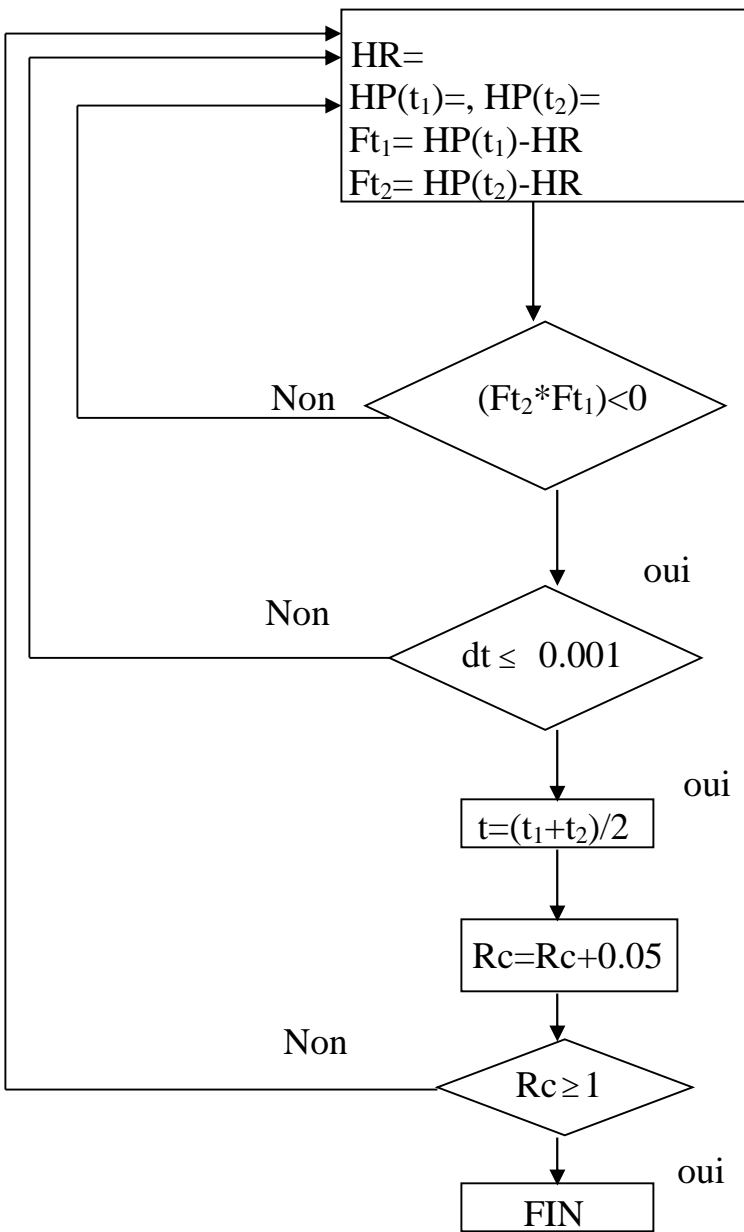
```
real n,m,hf,HR,HP,Rc,ft1,ft2,t1,t2,t,dt,t01
real hsc2,hsh2o,hso2,hsn2,xco2,xh2o,xo2,xn2
open(unit=1,file='resultats.dat',status='unknown')
write(*,*)' recherche de la température d équilibre '
write(*,*)' la valeur de n= '
read(*,*)n
write(*,*)' la valeur de m= '
read(*,*)m
write(*,*)' la valeur de hf= '
read(*,*)hf
do 70 Rc=0.05,1.0,0.05
t1=300
t2=3000
HR=(Rc)*(hf)
40 call cst(t1,hsc2,hsh2o,hso2,hsn2)
Hp=(n*Rc)*(-393522+(hsc2-9367))+((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,hsc2,hsh2o,hso2,hsn2)
Hp=(n*Rc)*(-393522+(hsc2-9367))+((m*Rc)/2)*(-241826+(hsh2o-9911))
++(n+m/4)*(1-Rc)*(hso2-8685)+(3.76)*(n+m/4)*(hsn2-8685)
ft2=HP-HR
dt=abs(t2-t1)
if((ft1*ft2).lt.0)then
goto 10
else
goto 50
end if
10 if(dt.le.0.001)goto 30
t=(t1+t2)/2
t01=t1
t1=t
goto 40
50 t2=t01
goto 40
30 t=(t1+t2)/2
write(1,*)'pour le C',n,' H',m,' avec Rc=',Rc,' on a:'
write(1,*)'t equilibre=',t,' k'
70 continue
c **** variation des fractions molaires en fonction de la richesse ****
do 60 Rc=0.05,1.0,0.05
xco2=n*Rc
xh2o=(m*Rc)/2
xo2=(n+m/4)*(1-Rc)
xn2=(3.76)*(n+m/4)
write(1,*)'pour Rc=',Rc,' on a:'
write(1,*)'xco2=',xco2,'mol'
write(1,*)'xh2o=',xh2o,'mol'
write(1,*)'xo2=',xo2,'mol'
write(1,*)'xn2=',xn2,'mol'
```

60

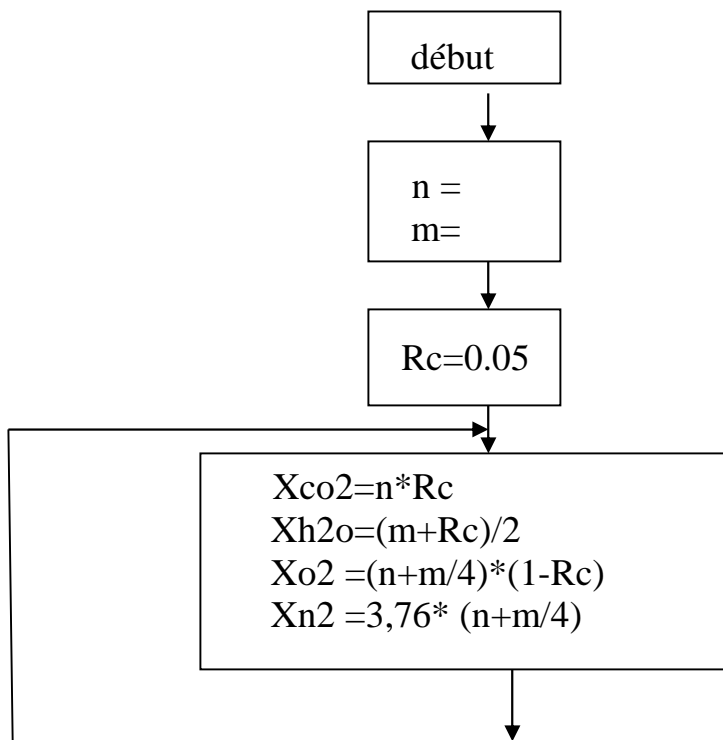
```
continue
stop
end
subroutine cst(t,hSCO2,hsh2o,hso2,hsn2)
double precision a(10)
a(0)=1.424403904190789
a(1)=1.560850523634134E-002
a(2)=4.414178431244944E-005
a(3)=-2.481015723366103E-008
a(4)=7.367168414975816E-012
a(5)=-8.698713203764861E-016
hSCO2=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
a(0)=6.786178880004838E-002
a(1)=3.311855538396056E-002
a(2)=-2.311164856728111E-006
a(3)=7.622609824376413E-009
a(4)=-2.999611407201395E-012
a(5)=3.912138245833673E-016
hsh2o=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
a(0)=8.283100111657434E-001
a(1)=2.362976446351595E-002
a(2)=1.046667807882820E-005
a(3)=-4.503532548801824E-009
a(4)=1.077763098527319E-012
a(5)=-1.020859123985584E-016
hso2=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
a(0)=4.686328047442754E-001
a(1)=2.676411754017649E-002
a(2)=2.493393724226028E-006
a(3)=9.142879047452877E-010
a(4)=-5.556945665040300E-013
a(5)=7.640267627584975E-017
hsn2=(a(0)+(a(1))*t+(a(2))*(t**2)+(a(3))*(t**3)+(a(4))*(t**4)
++(a(5))*(t**5))*1000
return
end
```

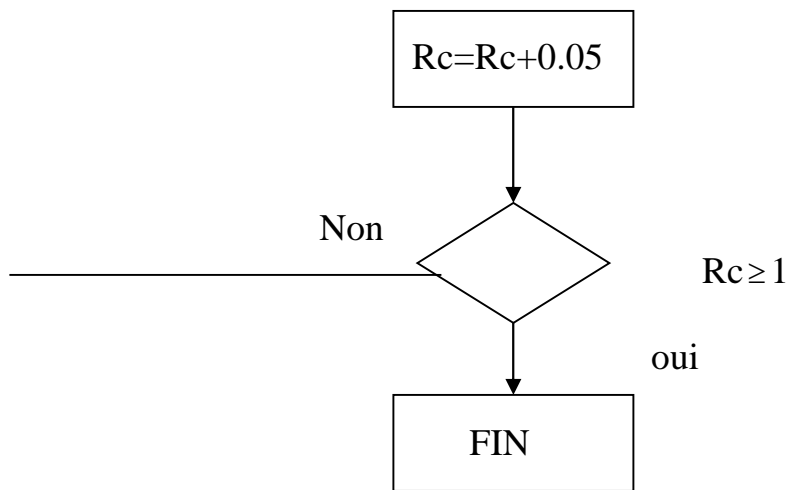
## II-ORGANIGRAMMES :





ORGANIGRAMME (1) de calcul de T équilibre





### ORGANIGRAMME (2) de calcul des fractions molaires

!\*\* 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
```









# CHAPITRE I

## *Généralités sur les turboréacteurs*



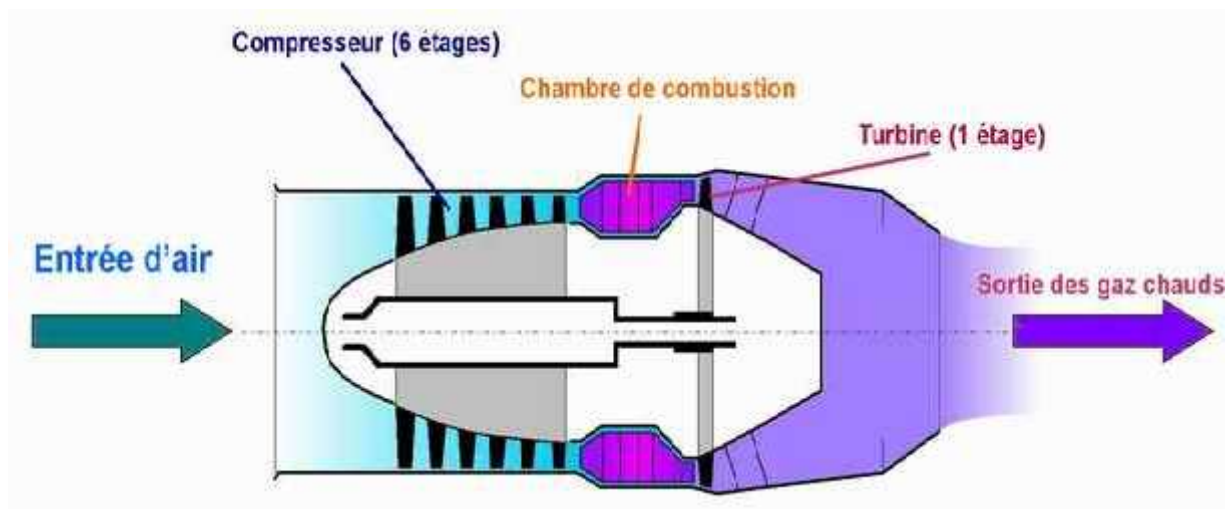


### **I-2-1-1-Turboréacteur :**

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



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.





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

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, dont le rôle est de stabiliser et diriger l'écoulement pour réduire la violence de l'impact est fabriqué séparément pour être ensuite fixée sur 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'effectue d'une façon parfaite dans un délai très court (débit important) et que l'échange de température transmis à la masse d'air doit être le plus uniforme possible.



Pour satisfaire ces conditions impératives de combustion, on effectue en deux phases essentielles :

**a) Première phase :**

Afin d'obtenir une combustion complète, le combustible est mélangé à l'air dans un dosage théorique de 1/15. L'air alimentant en oxygène la combustion est appelé AIR PRIMAIRE et traverse les aubages de turbulence. Avec un tel dosage la température s'élève aux environs de 1800° à 2000° à l'extrémité de la flamme, les gaz environnant la flamme ne peuvent être utilisés à ces températures par la turbine et les matériaux constituant la chambre de combustion ne résisteraient pas longtemps. On est donc amené à refroidir les gaz et les matériaux, c'est le but de la seconde phase.

**b) Deuxième phase :**

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

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

L'injecteur reprend sa place à la partie extrême de la chambre de combustion, mais celui-ci reçoit à sa périphérie, un générateur de tourbillons à géométrie variable. Au ralenti, celui-ci offre une section de passage minimale, que celle-ci augmente pour les forts débits et ainsi diminue la production de monoxyde d'azote.

**I-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 importants 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 façon 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 circuler. Le distributeur, dans son ensemble, est constitué d'acier réfractaire capable de supporter l'impact direct des gaz comprimés et brûlant provenant de la chambre de combustion.

La compagnie Curtiss-Wright étudie un mode de refroidissement par transpiration, selon lequel l'air traverse la paroi de l'aube réalisée en métal fritté 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.

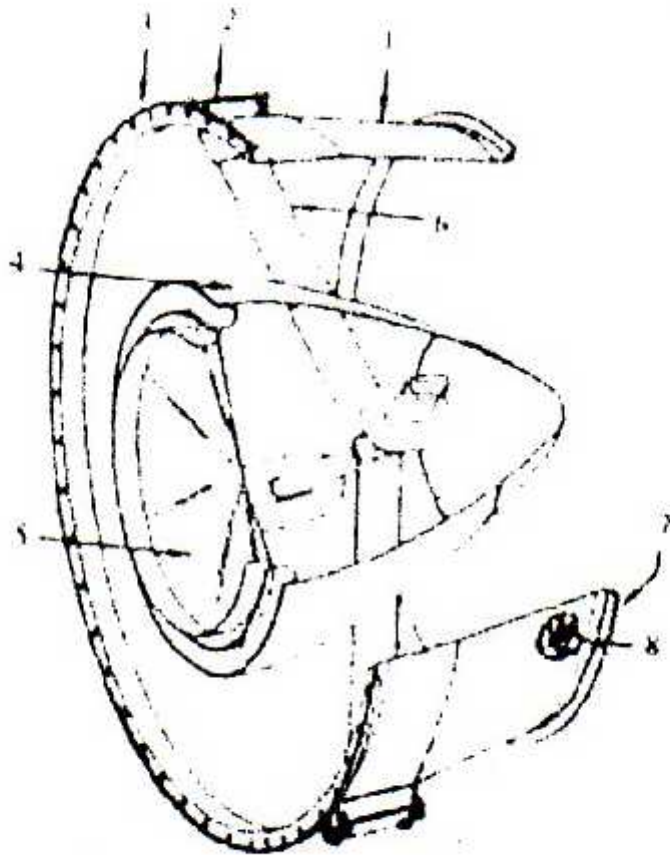
Sur la plupart des moteurs, la tuyère est formée par la partie convergente à l'extrémité du cône extérieur. Lorsque le moteur est encastré dans l'aéronef, la tuyère est fixée à l'extrémité d'une gaine d'éjection plus ou moins longue. La gaine d'éjection relie le cône extérieur du canal d'éjection à la 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.

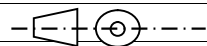
En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permet une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur à double étage (II) (voir annexe 04) monté sur l'arbre principal (5) par des cannelures (voir annexe 01). Ce 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 façon 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 l/min. Elle tourne à 6000 t/min et son rendement est de 0,7.



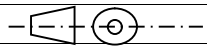
**Fig.I.5: Canal d'éjection.**

- 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.

**CHAPITRE I →→→→→ Généralité sur les turboréacteurs**

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 <sup>ème</sup> étage		
9	1	Rotor du 2 <sup>ème</sup> étage		
8	1	Stator du 1 <sup>er</sup> étage		
7	1	Rotor du 1 <sup>er</sup> 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 <sup>ème</sup> Année
				STRUCTURE
Dessin N° :01		OULD ABDERRAHMANE – BESSADI		

**CHAPITRE I →→→→→ Généralité sur les turboréacteurs**

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 2 <sup>ème</sup> étage		
37	1	Stator 2 <sup>ème</sup> étage		
36	1	Rotor du 1 <sup>er</sup> 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)		
III	1	Compresseur centrifuge		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS.
		Université de Blida	–	Institut d'Aéronautique
Echelle 1/2	DESIGNATION DU TURBOREACTEUR		3 <sup>ème</sup> Année	
			STRUCTURE	
Dessin N° :01	OULD ABDERRAHMANE - BESSADI			





























































































































## *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  $C_nH_m$  application à la combustion Kérosène  $C_{10.3}H_{20.6}$  Gasoil  $C_{14.4}H_{24.9}$ .

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<sup>ème</sup> année.

- Thermodynamique générale et applications.













# ANNEXE I

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

ANNEXE I

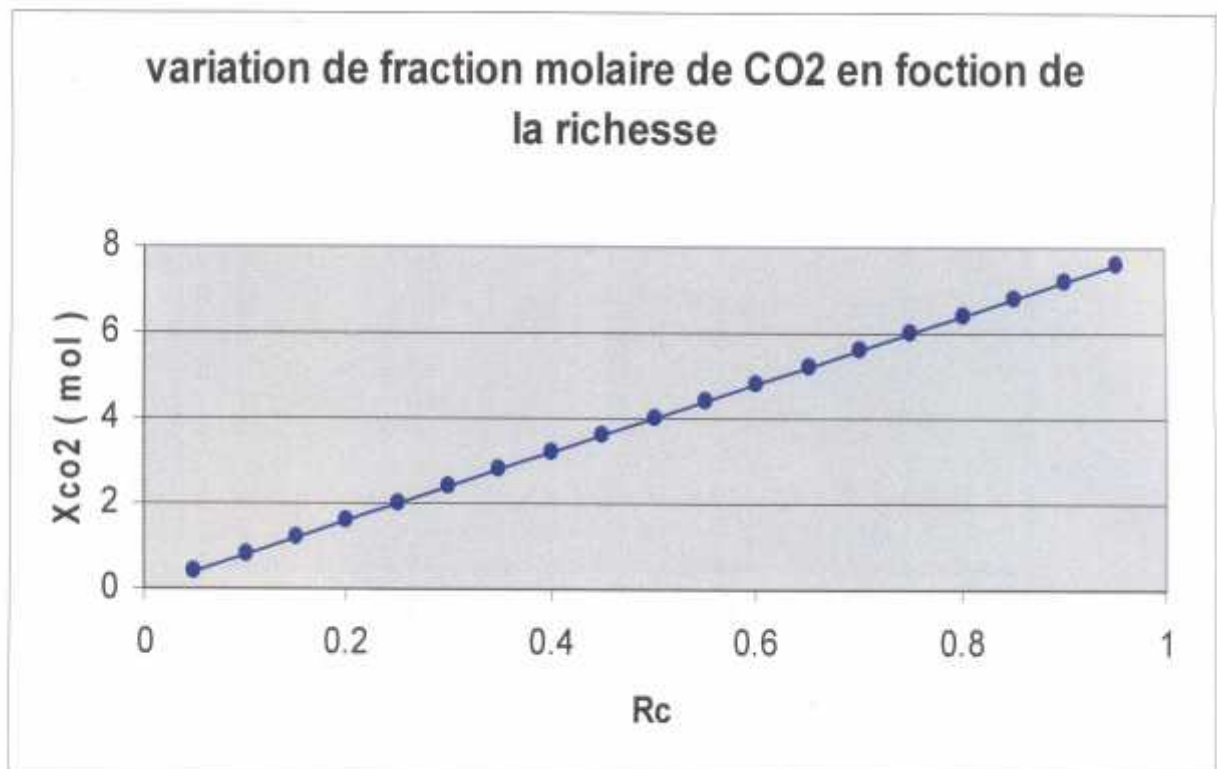
LES ENTHALPIES

# ANNEXE II

LES GRAPHES POUR LE C10.39F 20.6

Tableau N°2

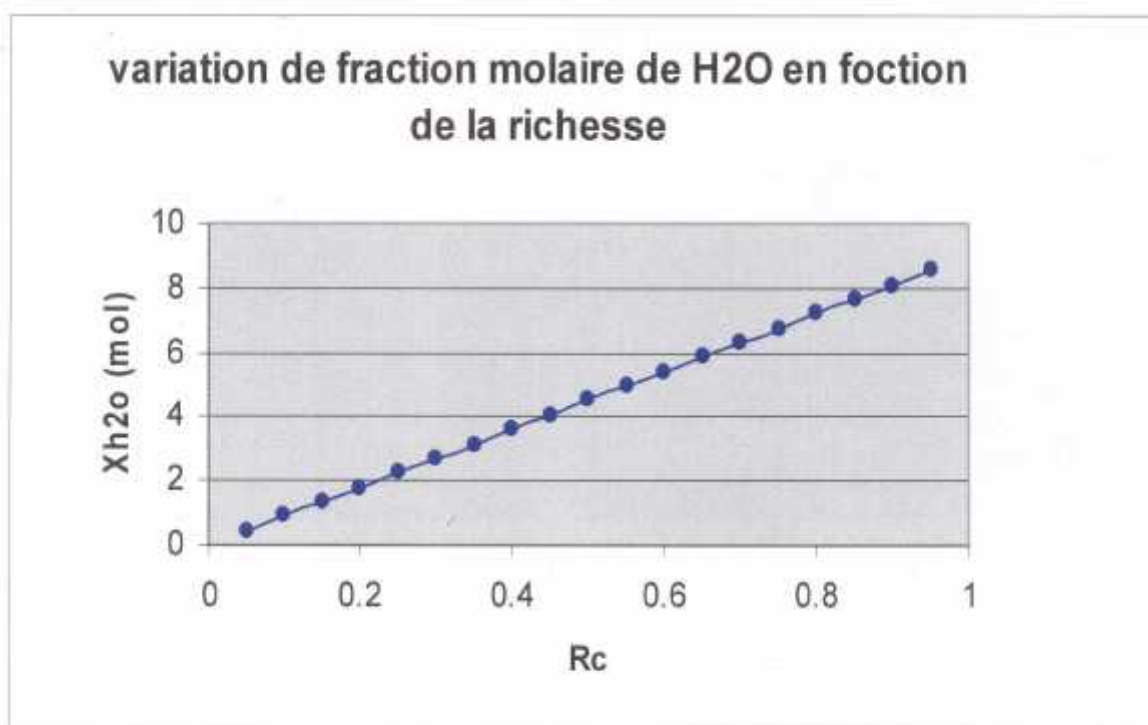
RC	XCO2
0.05	0.51
0.1	1.03
0.15	1.54
0.2	2.06
0.25	2.57
0.3	3.09
0.35	3.60
0.4	4.12
0.45	4.63
0.5	5.15
0.55	5.66
0.6	6.18
0.65	6.69
0.7	7.21
0.75	7.72
0.8	8.24
0.85	8.75
0.9	9.27
0.95	9.78



Gph (III-2)

Tableau N°3

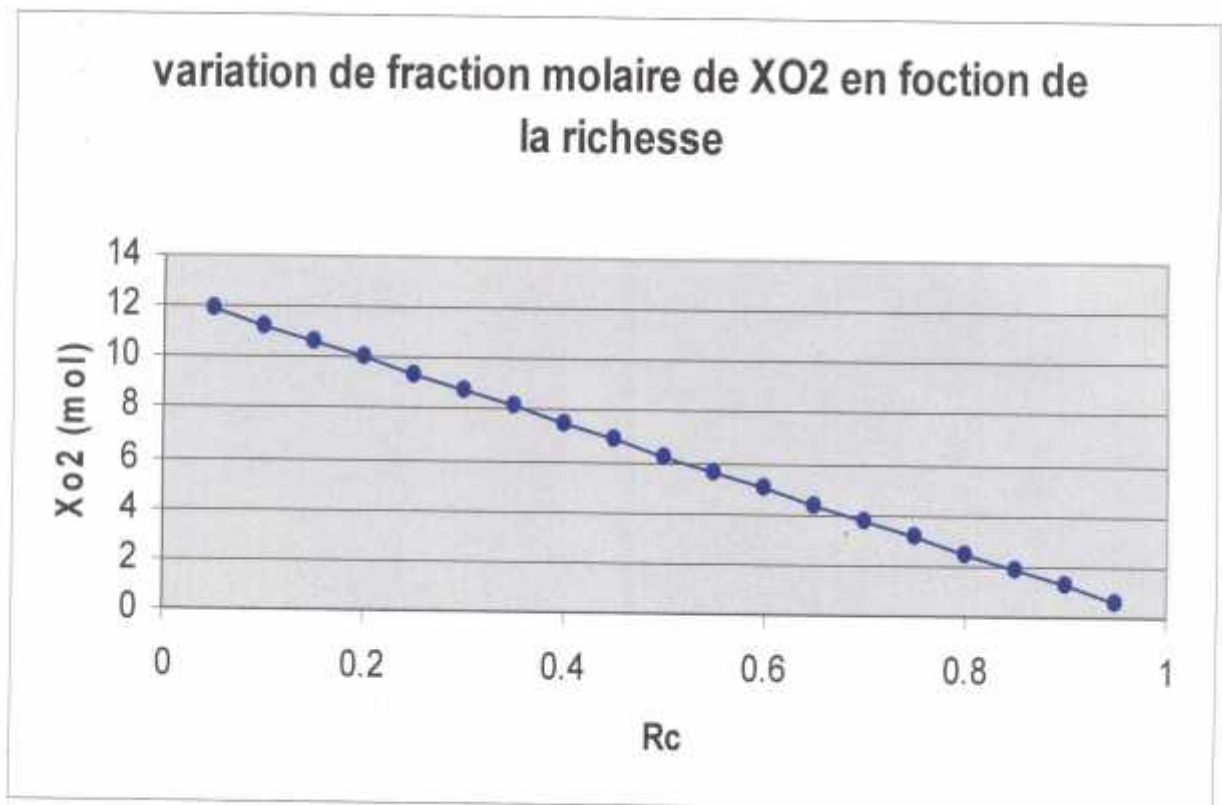
RC	XH <sub>2</sub> O
0.05	5.15
0.1	1.03
0.15	1.54
0.2	2.06
0.25	2.57
0.3	3.09
0.35	3.60
0.4	4.12
0.45	4.63
0.5	5.15
0.55	5.66
0.6	6.18
0.65	6.69
0.7	7.21
0.75	7.72
0.8	8.24
0.85	8.75
0.9	9.27
0.95	9.78



Gph (III-3)

Tableau N°4

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

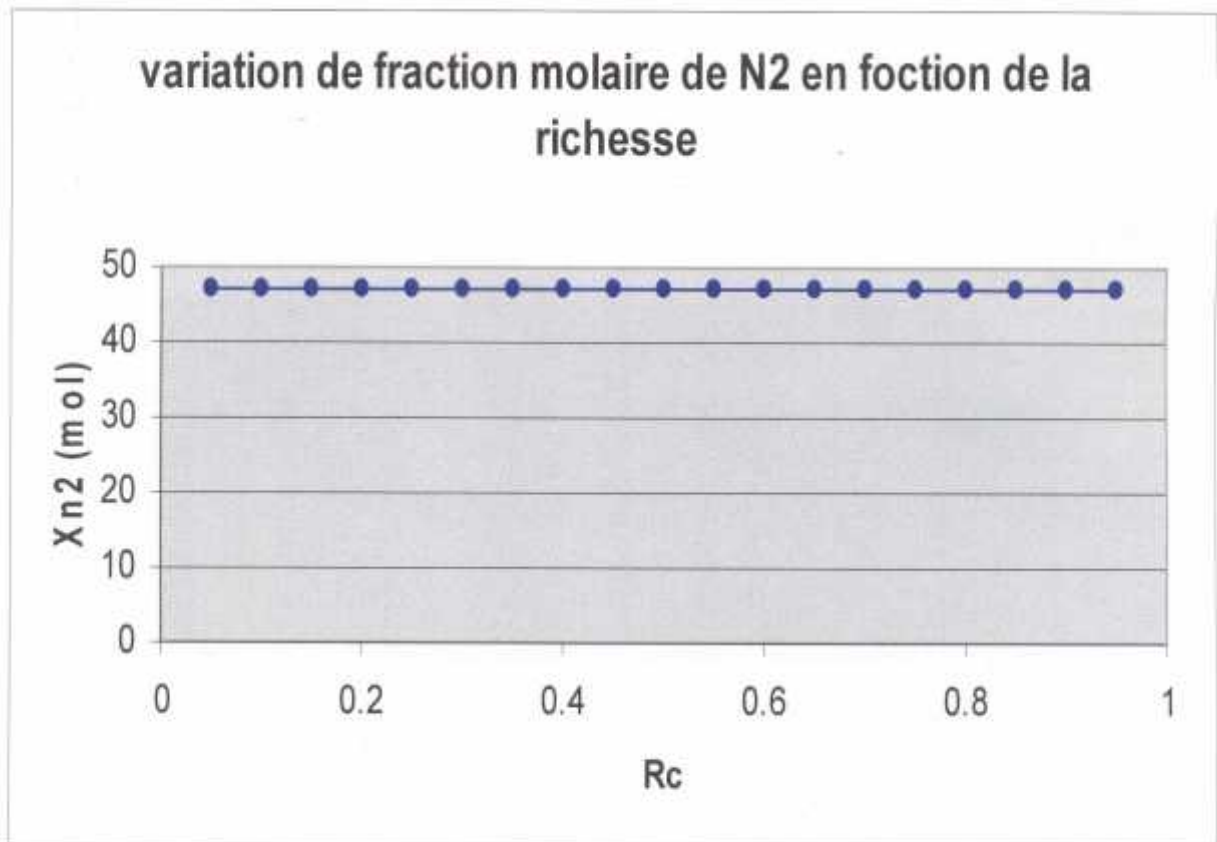


Gph (III-5)



Tableau N°5

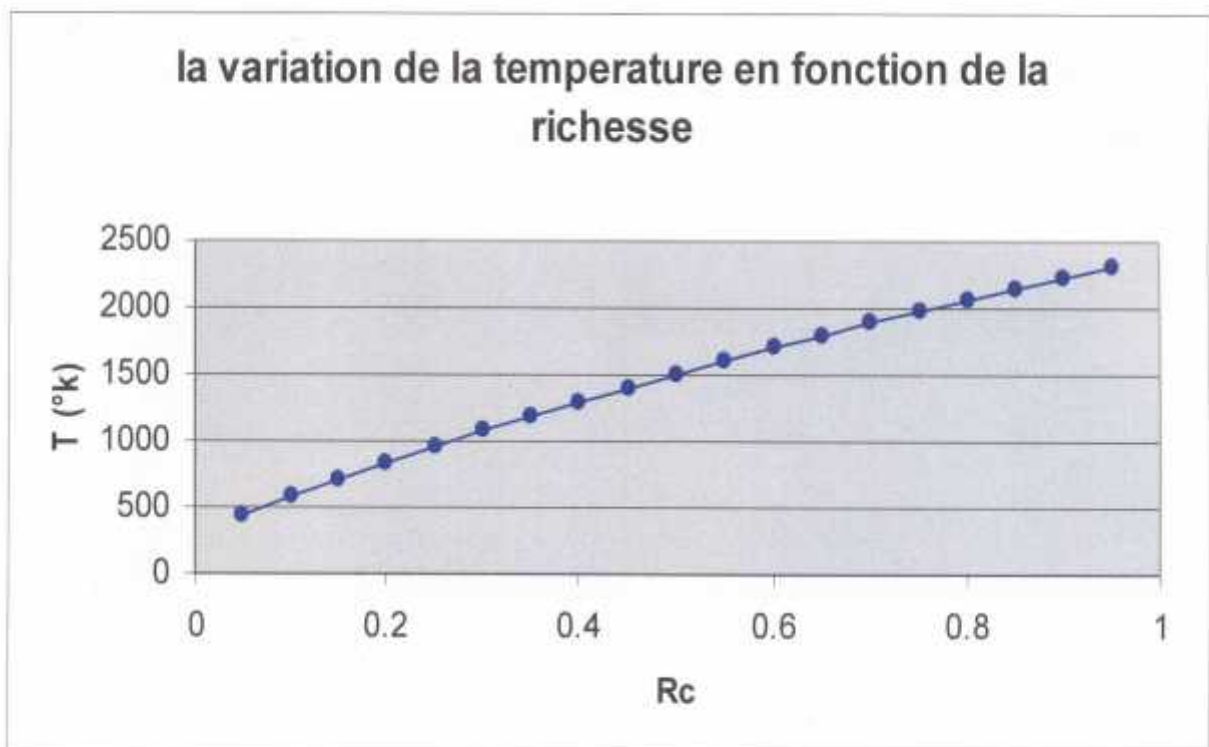
RC	XN2
0.05	58.09
0.1	58.09
0.15	58.09
0.2	58.09
0.25	58.09
0.3	58.09
0.35	58.09
0.4	58.09
0.45	58.09
0.5	58.09
0.55	58.09
0.6	58.09
0.65	58.09
0.7	58.09
0.75	58.09
0.8	58.09
0.85	58.09
0.9	58.09
0.95	58.09



Gph (III-4)

Tableau N°1

TRC	T (K°)
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)