

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement
Supérieur et de la
Recherche Scientifique

Université Mouloud Mammeri
Tizi-Ouzou



وزارة التعليم العالي والبحث
العلمي

جامعة مولود معمري
تيزي وزو

FACULTE DE GENIE DE LA CONSTRUCTION
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

Mémoire de fin d'études
En vue de l'obtention du Diplôme Master

Option : *Mécanique énergétique académique*

Par : **FTENANE Anis**
GOUAZI Djamel

THÈME

**Optimisation des performances d'un turboréacteur double
flux double corps avec refroidissement des aubes de la
turbine haute pression**

Encadrer par : *M.Bessaid Djamel*
Suivi par : *M.Mejekane Ghaneme*

Devant le jury composé de :

M.A. OUIBRAHIM

Professeur

UMMTO

Président

M.M.S.BOUTOUDJ

Professeur

UMMTO

Examineur

2016/2017

Remerciements

Au terme de ce travail nous tenons à remercier en premier lieu, le bon dieu (Allah) qui nous a donné la force, la volonté et le courage pour terminer ce projet de fin d'étude

*Nous adressons également nous remerciments à notre encadreur Mr. **BESSAID Djamel** pour son soutien, ses conseils pertinents et son aide précieuse, ainsi que la confiance qu'il nous a toujours témoignée tout au long de notre projet.*

*Nous tenons à remercier aussi notre Co-encadreur Mr. **MEDJEKANE Ghaneme** pour son aide à la réalisation de ce mémoire*

Nous voudrions également exprimer nous vifs remerciments aux membres de jury pour avoir accepté d'évaluer notre travail et pour le temps et les orientations accordées

Nous remerciments vont également à l'ensemble des enseignants du département de Génie mécanique de la faculté de génie de la construction et aux responsables de la promotion 2016-2017

Nous tenons aussi à témoigner nos sincères gratitudes à tous ceux qui nous ont assistés de près ou de loin, par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.

Table des matières

Remerciement	
Table des matières	
Nomenclature	
Introduction	
générale.....	01
Présentation de la compagnie AIR ALGERIE.....	02

CHAPITRE I : Généralités sur le turboréacteur

I.1. historique de la propulsion à réaction.....	04
I.2.Principaux type de propulsions.....	05
I.3. les turboréacteurs.....	06
I.4. équations fondamentales régissant le turboréacteur.....	13
I.4.1. équation de continuité (conservation de masse).....	13
I.4.2. équation de quantité de mouvement.....	14
I.4.2. équation d'énergie.....	14
I.4.2. lois générales d'un écoulement isentropique.....	15
I.4.2. autres formes de l'équation de conservation de débit.....	15
I.5. performances et puissances d'un turbo Fan.....	16
I.6.Description du CF6-80E1.....	20
I.7.Les différentes stations thermodynamiques.....	26

CHAPITRE II : Calculs des performances du CF6 - 80 E1

Introduction.....	27
II.1. Hypothèses de calcul.....	28
II.2. Le calcul des paramètres des différentes stations.....	28
II.2. 1. Station (0) Air ambiant.....	28
II.2. 2. Station (1.2) Entrée d'air.....	30
II.2. 3. Station (2.5) Entrée compresseur haute pression.....	31
II.2. 4. Station (3) Sortie compresseur haute pression.....	33
II.2. 5. Diffuseur amont à la chambre de combustion	35
II.2. 6. La chambre de combustion.....	36
II.2. 7. Station (4.9) Entrée turbine basse pression.....	37
II.2. 8. Station (5) Sortie turbine basse pression.....	39
II.2. 9. Station (9) Ejection de flux primaire.....	41
II.2.10. Station (1.4) Sortie stator Fan.....	41
II.2.11. Station (1.8) Ejection de flux secondaire.....	43
II.3. Poussées et performances stations.....	44

Table des matières

CHAPITRE III : Refroidissement des aubes

Introduction.....	47
III.1. Historique sur le système de refroidissement.....	47
III.2. Généralités sur le système de refroidissement.....	49
III.3. Description d'aube.....	50
III.4. Paramètres influençant la conception d'aubes refroidies par air.....	50
III.5. Microstructure céramique pour les aubes de la turbine.....	51
III.6. Choix du matériau d'aube.....	51
III.7. Contraintes d'aube.....	52
III.8. système de refroidissement.....	54
Conclusion.....	57

CHAPITRE IV : Calculs des performances avec refroidissement

Introduction.....	59
IV.1. Calcul préliminaire.....	60
IV.1. 1. Le calcul du débit de refroidissement.....	60
IV.1. 2. Calcul du flux de chaleur échangé.....	61
IV.1. 3. Calcul de T_f et T_{ise}	62
IV.2. Calcul des variations des paramètres dans les performances.....	63
IV.2. 1. La température de la sortie de la turbine haute pression.....	63
IV.2. 2. Calcul de température à la sortie de l'ensemble BP.....	64
IV.2. 3. Calcul de vitesse d'éjection du flux chaud.....	64
IV.3. Tableau récapitulatif pour l'influence d diamètre sur les performances.....	65
IV.4. Tracés des différentes performances en fonction de la turbine.....	66
IV.5. Tableau comparatif avec et sans refroidissement de la turbine.....	70

CHAPITRE V : Modélisation numérique

Introduction.....	72
V.1. Présentation de FORTRANS.....	72
V.2. Présentation de programme N°01.....	72
V.2. 1. Interface de programme.....	72
V.2. 2. Présentation de l'organigramme N°01.....	73
V.2. 3. Exemple de calcule.....	74
V.3. Présentation de programme N°02.....	76
V.3. 1. Interface de programme.....	76
V.3. 2. Présentation de l'organigramme N°02.....	77
V.3. 3. Exemple de calcule.....	78
Conclusion.....	79

Conclusion générale

Annexes

Références

NOMENCLATURES

Symboles et désignations :

Unités

CSP : <i>La consommation spécifique</i>	[kg/ N.h]
Cp : <i>La chaleur massique</i>	[J/kg. °K]
Ch : <i>La consommation massique horaire</i>	[kg/h]
D0 : <i>Le diamètre d'entrée d'air</i>	[m]
F : <i>La poussée</i>	[N]
Fsp : <i>La poussée spécifique</i>	[N /kg]
f : <i>Rapport du mélange air/fuel</i>	
d : <i>Le diamètre du trou de l'aube</i>	[mm]
H : <i>L'altitude</i>	[m]
h : <i>Coefficient d'échange thermique</i>	[w/m2.°K]
H : <i>L'enthalpie totale</i>	[Joule]
Hie : <i>L'enthalpie totale par étage</i>	[Joule]
K : <i>Coefficient polytropique</i>	
L : <i>La longueur du trou de l'aube</i>	[mm]
M : <i>Le nombre de Mach</i>	
m : <i>Le débit total</i> [kg/s]	
me : <i>Le débit du flux secondaire (externe)</i>	[kg/s]
m_i : <i>Le débit du flux primaire (interne)</i>	[kg/s]
mc : <i>Le débit du carburant</i>	[kg/s]
matl_{he} : <i>Le débit de refroidissement de l'aube</i>	[kg/s]
m dist : <i>Le débit de refroidissement du distributeur</i>	[kg/s]
nlrom : <i>Le nombre de trous par aube</i>	
naubes : <i>Le nombre d'aubes</i>	
P : <i>La pression statique</i>	[pascal]
Pa : <i>La pression atmosphérique</i>	[pascal]
P_i : <i>La pression totale</i>	[pascal]
P_{tr} : <i>La puissance thermique réelle</i>	[Kw]
Pc : <i>La puissance calorifique</i>	[Kw]
P_{them} : <i>La puissance thermodynamique</i>	[Kw]

PP : <i>La puissance de propulsion</i>	[Kw]
Pci : <i>pouvoir calorifique</i>	[J/Kg]
q : <i>Le flux de chaleur</i>	[w/m2]
r : <i>La constante des gaz</i>	[J/kg.°K]
Re : <i>Le nombre de Reynolds</i>	
S : <i>la section du trou de l'aube</i>	[m2]
(St)⁻ : <i>Le nombre de Stanton</i>	
T : <i>La température statique</i>	[K°]
Ta : <i>La température de l'air ambiant</i>	[K°]
Ti : <i>température totale</i>	[K°]
Tp : <i>La température de la paroi</i>	[K°]
u : <i>La vitesse d'entraînement</i>	[m/s]
V : <i>La vitesse absolue</i>	[m/s]
Va : <i>La vitesse absolue</i>	[m/s]
VL : <i>La composante de la vitesse périphérique</i>	[m/s]
w : <i>Le travail</i>	[Joule]
Z : <i>Nombre d'étages</i>	

Les lettres grecques :

Unités

a : <i>L'angle absolu</i>	
y : <i>Le rapport de chaleur massique</i>	
η : <i>Le rendement</i>	
λ : <i>Le taux de dilution</i>	
μ : <i>La viscosité dynamique</i>	[kg/m.]
Π : <i>Taux de détente</i>	
ρ : <i>La masse volumique statique</i>	[kg/m3]
ρ : <i>La masse volumique statique</i>	[kg/m3]
ρi : <i>La masse volumique totale</i>	[kg/m3]
σ : <i>Degré de réaction</i>	
τ : <i>Le taux de compression</i>	
ψ : <i>Le coefficient de charge</i>	

Introduction générale

Introduction générale :

Dans le domaine aéronautique un moteur d'avion doit satisfaire un certain nombre d'exigences : une grande fiabilité, une longue durée de vie, un faible poids une faible consommation de carburant et une faible surface frontale.

L'objectif de notre travail représente dans son ensemble une contribution à l'amélioration des performances des turboréacteurs en général et en particulier ceux du turboréacteur CF6-80E1 par analyse de l'écoulement du fluide dans les différentes stations constituant le turboréacteur.

En premier lieu établir un bilan énergétique du moteur et élaborer un programme sous environnement Fortran qui permet d'évaluer ces performances à différentes diamètres des trous de HPT et à différentes vitesse du fluide à l'entrée du moteur.

En deuxième lieu nous visons à analyser l'effet de certains paramètres de l'écoulement à travers le stator de la turbine haute pression sur les performances du turboréacteur. Ces paramètres sont la pression, l'angle d'incidence et le nombre de Mach à l'entrée du stator ainsi que le taux de détente au niveau du stator.

Pour répondre à notre objectif nous avons organisé le travail comme suite :

- *Le premier chapitre concerne des généralités sur les turboréacteurs.*
- *Dans le deuxième Chapitre nous calculons les différentes performances du turbo fan utilisé sans refroidissement.*
- *Le troisième chapitre traite les différents procédés de refroidissement de l'aube ainsi que les contraintes que subit cette dernière.*
- *Dans le quatrième chapitre nous présentons, après calcul tous les résultats obtenus des performances du turbo fan avec refroidissement des aubes de la turbine haute pression, et cela avec différente valeur du diamètre des trous de l'aube.*
- *Dans le dernier chapitre nous présentons les différents résultats élaborés à l'aide d'un programme de calcul des performances de CF6- 80 E1, avec ou sans refroidissement, nous avons choisis comme langage de programmation le Fortran.*

En fin, ce travail se termine par une conclusion synthétisant les principaux résultats, suivie de perspectives.

❖ *Présentation de la compagnie d'Air Algérie :*

1. Historique de la compagnie :

La compagnie air Algérie est une compagnie aérienne nationale. Créée en juin 1953, elle trouve son origine en 1947, quand fut constituée la Compagnie Générale de Transport (C.G.T.), dont le réseau était principalement orienté vers la France.

En février 1963 à la suite de l'indépendance de l'Algérie. Elle devient une compagnie nationale sous la tutelle du ministère des transports.

Le 26 mars 1971 est une date historique dans la vie de la compagnie. Venant de Seattle USA deux Boeing 727.200 arrivent à Alger doté des perfectionnements techniques et commerciaux.

En février 1972, arrive à Alger le Boeing 737.200. et air Algérie a été la première compagnie au monde a utilisé des aéronefs jet.

Depuis l'année 1972 Air Algérie deviennent une entreprise à 100 pour 100 Algérienne, mais cette nationalisation n'a été effective et définitive qu'en 1974.

Dans les années 80, la flotte s'enrichit d'un nouveau modèle d'avion : l'Airbus de type gros porteurs. Ainsi le nombre d'avion est passé de 12 en 1970 à 42 en 1990, actuellement air Algérie dispose pour le transport de passager d'avion de différent type.

2. Mission et objectif d'Air Algérie :

3. 1. Mission :

L'entreprise AIR ALGERIE est une entreprise de prestation de services dans le domaine des transports aériens de passagers et de fret. Elle est chargée d'assurer :

- ✓ *L'exploitation des lignes aériennes intérieures et internationales en vue de garantir les transports publics de personnes, de bagages, de fret et de courrier.*
- ✓ *L'offre des prestations de services à des fins commerciales, éducatives et scientifiques pour des besoins de l'agriculture, de protection civile, de l'hygiène publique, de l'action sanitaire et de transport de personne et de marchandises à la demande.*

- ✓ Dans le domaine des activités commerciales :
 - La vente et l'émission de titres pour son compte ou pour le compte d'autres compagnies de transport.
 - L'achat, l'affrètement et l'affrètement d'aéronefs.
 - Le ravitaillement des avions.
- ✓ L'option, de toutes licences, tout permis de survol et toutes autorisation des états étrangers pour l'accomplissement des Operations d'entretien et de réparation, de révision et de toutes opérations de maintenance des équipements, soit pour son propre compte ou des tiers dans le cadre des conventions d'assistance.

2.2. Objectifs :

Air Algérie s'est fixé comme objectif :

- ✓ Une meilleure gestion de l'entreprise afin de fournir aux gestionnaires des informations fiables dans les meilleurs détails impartis.
- ✓ L'amélioration de la qualité offerte à sa clientèle.
- ✓ Gestion du personnel.
- ✓ Formation du personnel.
- ✓ Présentation de l'entreprise au sein des organisations nationales et internationales.

4. Description de l'organisme d'accueil :

4.1. Direction technique :

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance des appareils, de leur compagnie ou ceux qui sont confié par d'autres compagnies étrangères. Elle est organisée et structurée pour faire face aux travaux d'entretien, de réparation et de révision des accessoires aéronautiques.

Elle se compose de sept sous-directions, chacune d'elle est structurée en compartiment. Ces derniers sont organisés en services. L'ensemble de l'effectif forme trois catégories :

- ✓ *Catégorie cadre* : comprend les ingénieurs, licenciés, économistes.
- ✓ *Catégorie agent de maîtrise* : Comprend les techniciens supérieurs, les agents techniques
- ✓ *contrôleurs* ; *Catégorie agents d'exécutions* : elle englobe les spécialistes avions, équipements électroniciens radio, ajusteurs.

4.2. Organigramme de la direction technique :

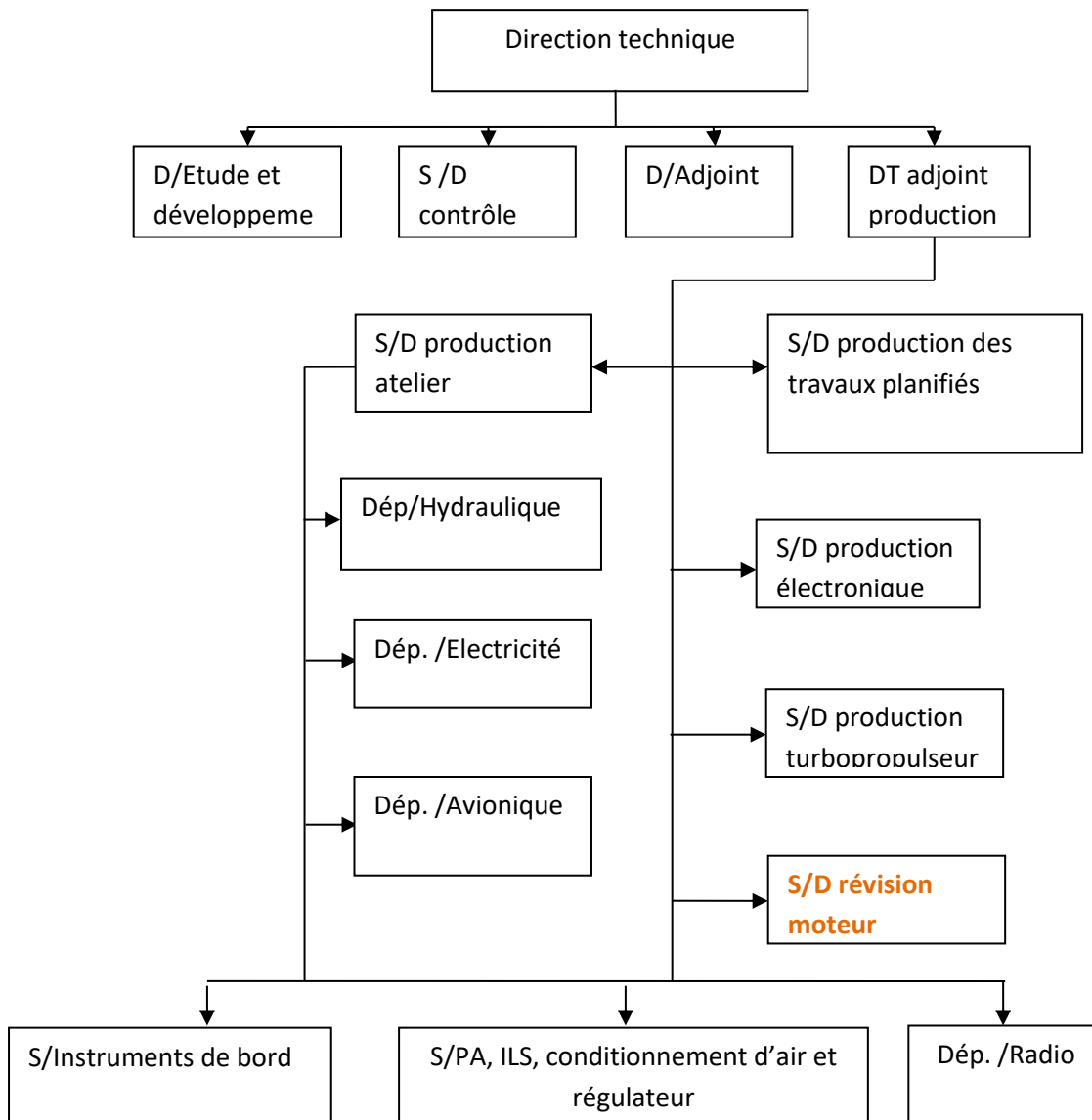


Figure.1 : Organigramme de la direction technique.

5. Description de l'atelier H 400 :

L'atelier révision moteur est un grand hangar, il couvre une aire 9600 m², il possède deux entrées (A et B). Cet atelier a pour objectif essentiel la révision des moteurs avions. Après une tournée au H 400, on constate ce qui suit : atelier APU, atelier électricité, atelier équipement, magasin technique, métrologie, chambre de développement, chambre claire, magasin outillage équipe, atelier joint et roulement, atelier Gear box, FPI (inspection au pénétrant fluorescent), MPI (inspection au particule magnétique), atelier de nettoyage mécanique, chaudronnerie, atelier de soudure, atelier de révision moteur JT8D, le milieu est occupé : ATM (JT8D) MARCHALING, CF6, CFM56.

Chapitre I

Généralités sur le turboréacteur

1.1. Historique de la propulsion à réaction :

La propulsion à réaction est connue depuis des siècles, bien que son emploi pour propulser des engins de transports soit relativement récent. Le premier moteur à réaction connu est un appareil expérimental, fonctionnant avec de la vapeur. Il est mis au point vers l'III^{ème} siècle av. J.-C. par le savant grec Héron d' Alexandrie. Connu sous le nom d'« éolipile », l'appareil d'Héron n'a pas d'application pratique, mais démontre qu'un flux de vapeur s'échappant vers l'arrière propulse son générateur vers l'avant. L'éolipile est constitué d'une chambre sphérique dans laquelle la vapeur peut s'échapper par des tubes courbés, et la réaction à la force d'échappement de la vapeur fait tourner la sphère.

La mise au point de la turbine à vapeur est attribuée à l'ingénieur italien Giovanni Branca. En 1629, il dirige un flux de vapeur contre une roue de turbine qui, en tournant, fait fonctionner un moulin. Le premier brevet enregistré pour une turbine à gaz est obtenu en 1791 par l'inventeur britannique John Barber.

En 1910, sept ans après les premiers vols effectués par les inventeurs américains Orville et Wilbur Wright, le scientifique français Henri Marie Coanda conçoit et construit un biplan propulsé par réaction. Cet avion, piloté par Coanda, décolle et vole au moyen de sa propre énergie. Coanda utilise un moteur qu'il nomme moteur à réaction.

Pendant les vingt années suivantes, la turbine à gaz est davantage développée aux États-Unis et en Europe. Ainsi, en 1918, on construit un turbocompresseur de suralimentation, entraîné par une turbine à gaz d'échappement, sur des moteurs d'avion conventionnels. Au début des années 1930, de nombreux brevets sur des turbines à gaz sont attribués à des ingénieurs européens. Le brevet déposé en 1930 par l'ingénieur aéronautique britannique Frank Whittle esquisse le premier prototype moderne de la turbine à gaz. En 1935, Whittle applique son concept à la mise au point du turboréacteur W 1, qui effectue son premier vol en 1941.

En 1938, l'ingénieur aéronautique français René Leduc expose à Paris un modèle de statoréacteur. Un avion à réaction, conçu par l'ingénieur allemand Hans Pabst von Ohain, et qui est entraîné par un turboréacteur à flux axial, effectue son premier vol en 1939. L'année suivante, sous la direction de l'ingénieur aéronautique américain Secundo Campini, les Italiens mettent au point un avion actionné par un moteur à turbopropulseur avec un compresseur entraîné par un moteur alternatif. En 1942, les Allemands mettent au point une nouvelle version de leur chasseur Messerschmitt 262, équipé de moteurs à réaction.

Utilisant un principe exposé en 1906, le pulsoréacteur est mis au point par l'ingénieur allemand Paul Schmidt, qui dépose son premier brevet en 1931. Le V 1, qui vole pour la première fois en 1942, est actionné par un pulsoréacteur. Les premiers avions de ligne munis de turbopropulseurs apparaissent également dans le milieu des années 1940. En 1947, l'avion expérimental Bell X-1, actionné par une fusée à flux liquide munie de quatre chambres, et amené jusqu'à la stratosphère dans un bombardier, est le premier appareil supersonique embarquant un pilote. Par la suite, l'avion expérimental Douglas Skyrocket, actionné par un réacteur en complément d'une fusée à flux liquide, franchit le mur du son à basse altitude après un décollage autonome.

Le premier avion de ligne à réaction, le British Comet, vole en 1952, mais son exploitation est arrêtée en 1954 après deux graves accidents. Aux États-Unis, le Boeing 707 est le premier avion de ligne à réaction. Il est testé à partir de 1954, et les vols commerciaux commencent en 1958.

Les importants progrès de la propulsion à réaction dans le domaine aéronautique permettent notamment le développement des avions supersoniques, des missiles balistiques intercontinentaux et des satellites artificiels lancés par de puissantes fusées.

1.2. Principaux types de propulseurs à réaction :

Il existe deux grands types de propulseurs à réaction selon le type d'énergie fournie par la réaction :

1.2.1. Propulseur à réaction directe

Les propulseurs à réaction directe fournissent « directement » des gaz comprimés et de l'énergie cinétique à partir d'une réaction chimique entre un comburant et un carburant. Ils sont générateurs de poussée. Certains de ces propulseurs utilisent comme comburant l'air ambiant :

- les statoréacteurs,
- les pulsoréacteurs,
- les turboréacteurs.

D'autres, comme les moteurs fusées, utilisent leur propre comburant (Oxygène liquide par exemple). Avec le carburant (hydrogène liquide ou kérosène, par exemple), ces éléments réactifs, appelés propergols, sont stockés dans la fusée.

1.2.2. Propulseur à réaction indirecte

Les propulseurs à réaction indirecte produisent de l'énergie mécanique « intermédiaire » transmise par un arbre à une hélice. On transforme ainsi de l'énergie chimique en énergie mécanique puis en énergie cinétique. Ces moteurs sont générateurs de traction.

Ces propulseurs peuvent être :

- des moteurs à piston classiques (avions légers (Figure I.5)),
- des turbopropulseurs.

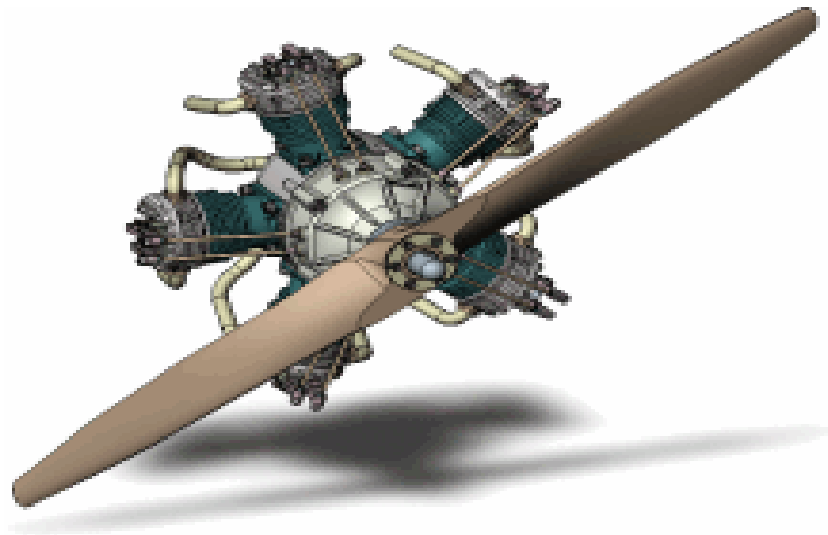


Figure. I.1. Moteurs en étoile

1.3. les turboréacteurs :

L'idée du turboréacteur est née, en 1928 (***Frank Whittle***). Breveté en 1930. Tournant au banc d'essai le 12 avril 1937. Parallèlement, un ingénieur allemand, ***Hans Joachim PABST VON OHAIN***, inventait le premier turboréacteur allemand. Son premier réacteur le ***HES 1***, comparable à celui de l'anglais *Whittle*, avait tourné au banc en septembre 1937. Le 27 août 1939, une version améliorée, le ***HES 3B*** permettait le décollage du premier avion à turboréacteur du monde : *le Heinkel He-178 expérimental*.

Le turboréacteur est un système de propulsion essentiellement utilisé pour les avions. La poussée résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche à air) et la sortie (tuyère). Elle est obtenue par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine et sert à comprimer l'air à l'aide d'un compresseur, celui-ci est relié à la turbine avec un arbre de transmission. L'air entre dans la réaction de la combustion comme comburant.

Un turboréacteur est formé d'un tube à l'intérieur duquel sont disposés, d'avant en arrière, un compresseur à aubes comportant plusieurs étages, une chambre à combustion disposée sur le même axe, une turbine à gaz et une tuyère de sortie.

A la mise en marche, le compresseur est mis en mouvement par un démarreur pneumatique. Lorsqu'il atteint la chambre de combustion à une certaine pression, le carburant liquide (kérosène) y est finement pulvérisé et un allumeur à étincèle électrique enflamme le mélange. Les gaz en expansion traversent la turbine en l'actionnant, laquelle transmet son mouvement à l'arbre rotatif auquel est relié aussi le compresseur, ce qui assure la continuité et l'entretien de la rotation du moteur. Les gaz se détendent ensuite derrière la turbine, ce qui fournit la poussée du moteur.

Les turboréacteurs sont aujourd'hui largement utilisés en aviation, aussi bien civile que militaire, subsonique ou supersonique, on distingue de différents types de turboréacteur :

- *Turboréacteurs simple flux, mono corps.*
- *Turboréacteurs simple flux, double corps.*
- *Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC.*
- *Turboréacteur double flux (turbo fan), double corps.*

1.3.1.Principe de fonctionnement :

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur, d'où le terme de moteur à réaction engendre le déplacement (poussée) du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé, vers l'avant. (Figure I.2).

Pour réaliser cette différence de vitesse entre l'entrée et la sortie, le turboréacteur fonctionne sur le même principe qu'une hélice d'avion, à ceci près qu'il utilise l'énergie fournie par la combustion du kérosène pour maintenir en mouvement l'hélice et pour éjecter des gaz à grande vitesse.

Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz. À l'admission, l'air est aspiré par la soufflante puis comprimé. Du kérosène est ensuite injecté dans l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce qui permet de fortement dilater les gaz. Ces derniers s'échappent du turboréacteur par la tuyère qui, en raison de sa section rétrécissant, accélère la vitesse de l'air. L'air passe au préalable par une turbine permettant d'entraîner l'axe de turbine, qui à son tour fait tourner la soufflante, et ainsi de suite

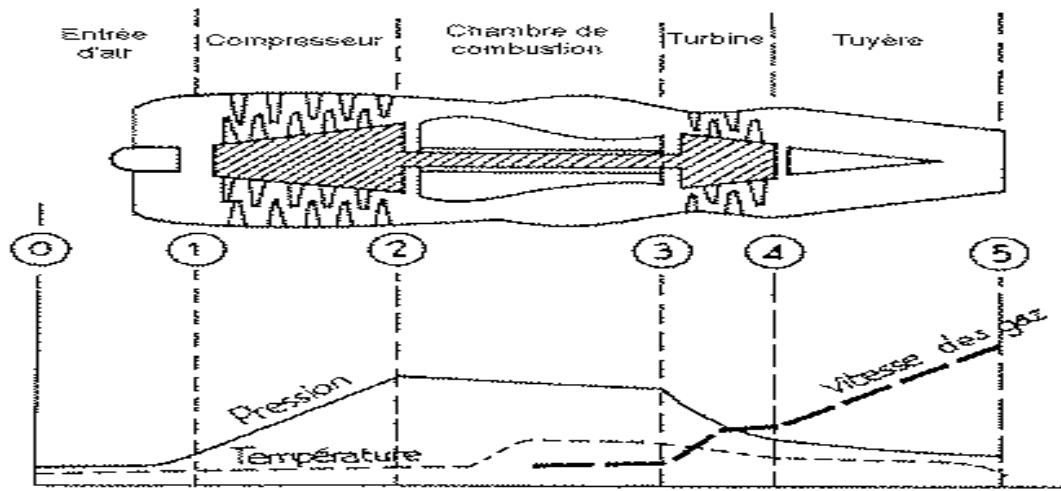


Figure. I.2. Fonction des différents organes.

1. Entrée d'air et soufflante :

L'entrée d'air permet d'amener l'air ambiant dans le turboréacteur. Elle est indispensable lorsque le turboréacteur est installé dans le fuselage, cas de nombreux avions militaires.

Dans le cas des turboréacteurs à double flux le premier étage du compresseur est remplacé par une soufflante (Figure.I.3). Constituée d'aubes de grandes dimensions, la soufflante assure la compression initiale des gaz entrant dans le réacteur et l'entraînement des gaz du flux secondaire à l'origine de la majeure partie de la poussée.



Figure. I.3. La soufflante d'un CF6-80 E1.

2. Compresseur :

Afin d'améliorer les performances du moteur, les gaz entrant dans le turboréacteur sont comprimés par un compresseur. Deux principes de compression sont utilisés : la compression centrifuge — technique pas très utilisée depuis début du XXI^e siècle — et la compression axiale (figure I.4).



Figure. I.4. compresseur.

Dans le premier cas le compresseur oblige l'air sous l'effet de la force centrifuge, à passer dans une section de plus en plus petite ce qui comprime l'air. Dans le deuxième cas, le compresseur est constitué de plusieurs étages. Un rotor force l'air dans une section de plus en plus petite tandis qu'un stator redresse le flux pour le présenter à l'étage suivant sous la meilleure incidence possible.

Dans le turboréacteur double-corps, le compresseur est constitué de deux ensembles tournants, indépendants l'un de l'autre, le premier à *basse pression* et le second à *haute pression*.

Il y'a deux types de compresseur :

2.1. Compresseur axial :

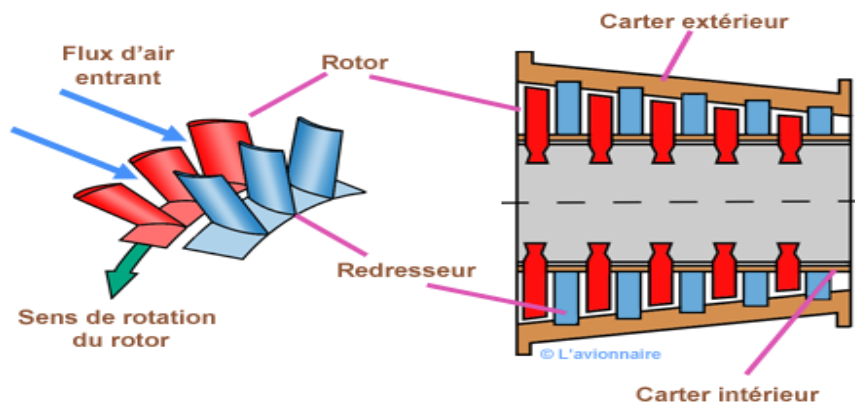


Figure. I.5. Coupe de compresseur Axial.

2.2. Compresseur centrifuge :

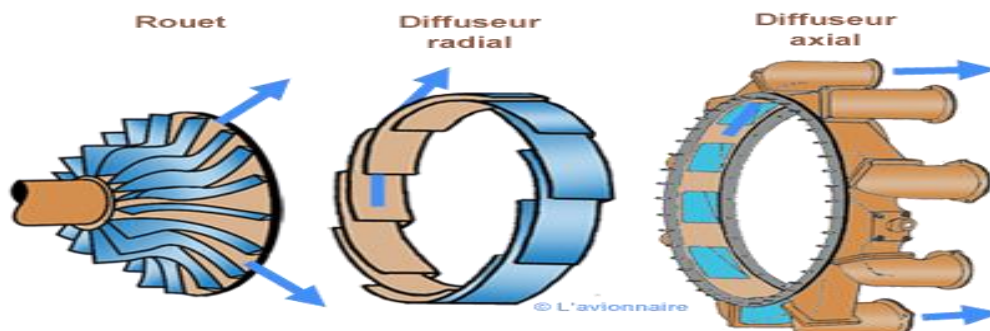


Figure. I.6. compresseur centrifuge.

3. Chambre de combustion :

La chambre de combustion est la partie du turboréacteur dans laquelle se fait la combustion des gaz frais avec le carburant. Le carburant y est ainsi injecté (figure I.8), mélangé à l'air fourni par le compresseur, et brûlé.

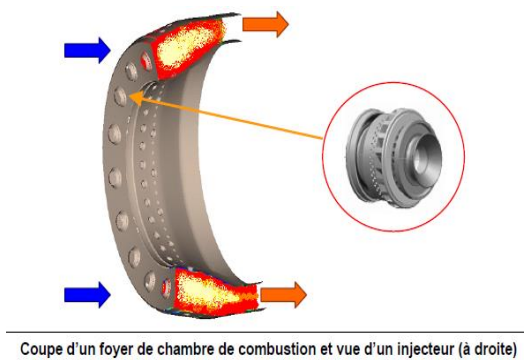


Figure. I.7.coupe d'un foyer de chambre de combustion et vue d'un injecteur



.Figure.I.8. Chambers de combustion

Une chambre de combustion est constituée d'un «tube à flamme» ou «foyer» en forme de tore (généralement). Celui-ci est enfermé dans un «carter de chambre», également de forme torique, le tout situé dans l'axe du moteur, entre le compresseur (HP) et la turbine (HP).

4. Turbine et axe de turbine :

La turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et du relais d'accessoires destiné aux énergies de servitude.

Dans les turboréacteurs double-corps, la turbine est constituée d'un ou plusieurs étages (stator-rotor) à *haute pression* (HP) et d'un second (stator-rotor) à *basse pression*. La turbine HP, dont les ailettes sont soumises au flux des gaz de combustion les plus chauds, est la pièce la plus compliquée sur les plans de la tenue des matériaux et de l'aérodynamique. Il existe deux types de turbine, l'une à action et l'autre à réaction. Dans une turbine à action, le travail de détente ne s'effectue que dans le stator, tandis que dans une turbine à réaction, celle-ci s'effectue à la fois dans le stator et dans le rotor.

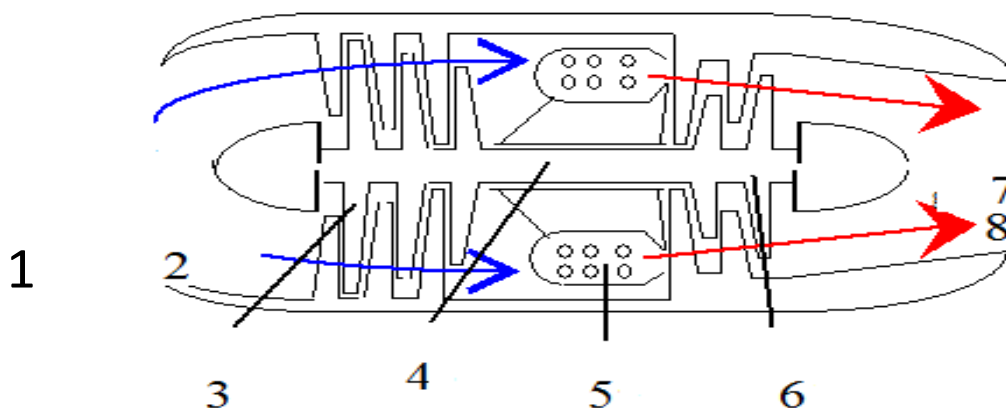


Figure. I.9. Réacteur simple corps simple flux

1-Air	5-Chambre de combustion
2-Entrée d'air	7-Tuyère
3-Compresseur	6- Turbine
4-Arbre	8-Gaz brulés

Tab. I.1.Nomenclatures du Réacteur simple corps simple flux

1.3.2.Turboréacteur double flux double corps :

Le réacteur à turbo fan 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 turbo fan 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 certain de ces réacteur, 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 réacteur ; les cinq sixièmes restant sont comprimés uniquement dans le premier compresseur avant 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 concentrique. Deux étages de turbine à haute pression commandent les onze sections de compresseur à haute pression montées sur l'arbre extérieure. Quatre étages de turbine fournissent l'énergie pour le ventilateur.

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

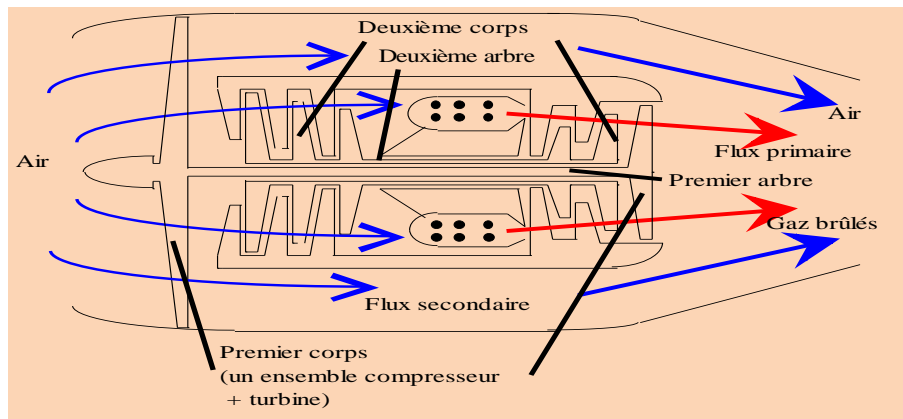


Figure. I.10. Réacteur double flux double corps

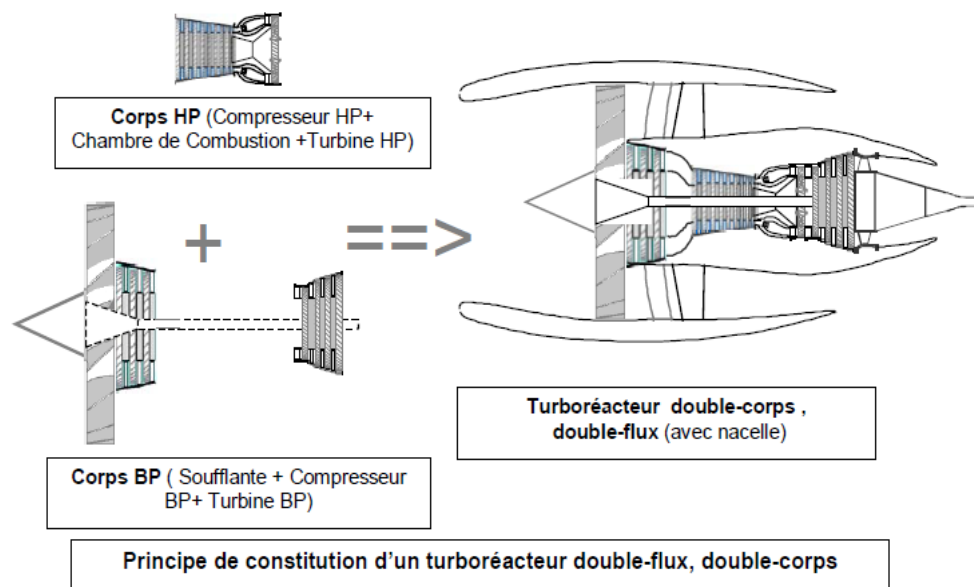


Figure. I.11. principe de constitution d'un turboréacteur double-flux, double-corps.

Dans ces moteurs, les premiers étages du compresseur basse pression, souvent réduits à la soufflante, sont de grandes dimensions pour aspirer de grandes quantités d'air. L'air pré-comprimé par la soufflante ne passe pas intégralement par le moteur, mais une partie (le flux froid) le contourne par sa périphérie jusqu'à la tuyère où il est éjecté avec les gaz chauds (flux chaud). Cela permet, pour des vitesses modérées, en dessous de Mach 1,5 environ, d'augmenter la poussée par augmentation du débit d'air du flux secondaire et de réduire considérablement le niveau de bruit.

La proportion d'air contournant le moteur est variable selon les moteurs. Elle est d'autant plus élevée que le moteur est destiné à voler à des vitesses faibles. Cette proportion est exprimée par le taux de dilution. Les moteurs militaires optimisés pour le vol supersonique peuvent atteindre un taux de dilution en dessous de 1, alors que les moteurs civils pour avions de ligne, optimisés pour des croisières autour de Mach 0,8, ont des taux de dilution entre 5 et 10. De tels moteurs tirent l'essentiel de leur poussée du flux froid (80 %), le flux chaud représentant 20 % de la poussée, et se rapprochent de turbines couplées à des hélices carénées (turbopropulseurs).

I.4. équations fondamentales régissant le turboréacteur :

Tout système de propulsion est basé sur le principe de l'égalité de l'action et de la réaction .selon ce principe, toute action d'un corps sur autre s'accompagne d'une réaction qui lui est égale et directement opposée. Pour les avions, les gaz brulés produisent une force qui provoque une réaction sur l'engin dite poussée, c'est cette poussée qui fait déplacer l'avion.

Comme tout problème de physique, la résolution d'un problème de mécanique de fluide passe par la définition du domaine à étudier (volume de contrôle) et le système d'équations qui gouvernent ce dernier, notamment les équations de conservations suivantes :

- Équation de continuité.
- Équation de quantité de mouvement.
- Équation d'énergie.

I.4.1. L'équation de continuité :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = S_m \quad (I.1)$$

Équation (I.1) est la forme générale de l'équation de conservation de masse. Elle est valable pour les écoulements compressibles et incompressibles. Le terme source S_m , c'est la quantité ajouté pour la phase continue de la dispersion seconde. Dans notre cas S_m est nulle.

Pour une géométrie axisymétrique 2D, l'équation de la continuité est donnée par

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_x}{\partial x} + \frac{\partial \rho v_r}{\partial r} = 0 \quad (I.2)$$

- x : Est la coordonnée axiale
- r : Est la coordonnée radial
- u_x : Est la coordonnée axial de la vitesse
- v_r : Est la coordonnée radial de la vitesse

Pour un écoulement compressible, en régime permanent et après simplification devient :

$$\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} = 0 \quad (I.3)$$

I.4.2. L'équation de quantité de mouvement :

Les équations de la quantité de mouvement s'écrivent de la manière suivante :

Suivant X :

$$U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} \right) \quad (I.4)$$

1.4.3. L'équation de conservation de l'énergie :

La variation d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un turboréacteur représente le travail reçu et la quantité de chaleur échangée. Cette variation d'énergie est égale à la variation de :

- L'énergie interne : $(u_s - u_e)dm$
- L'énergie cinétique : $\left(\frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2)dm\right)$
- L'énergie potentielle : $(g(Z_s - Z_e)dm)$

Alors l'équation d'énergie s'écrit :

$$[dw]_e^s + [dq]_e^s = (u_s - u_e)dm + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2)dm + g(Z_s - Z_e)dm \quad (I.5)$$

Le seul travail de pression sur les surfaces (s_s) et (S_e)

$$dw = dm(P_e V_e - P_s V_s) = \left(\frac{P_e}{\rho_e} - \frac{P_s}{\rho_s}\right) dm \quad (I.6)$$

Avec v est le volume spécifique

Pour une transformation adiabatique $dq = 0$

$$D'où : \left(\frac{P_e}{\rho_e} + \frac{1}{2}V_e^2 + gZ_e + u_e\right) dm = \left(\frac{P_s}{\rho_s} + \frac{1}{2}V_s^2 + gZ_s + u_s\right) dm \quad (I.7)$$

$$\text{Après intégration on trouve : } \frac{P}{\rho} + \frac{1}{2}V^2 + gZ + u = \text{cte} \quad (I.8)$$

On définit l'enthalpie : $h = u + \frac{P}{\rho}$

$$D'où : \quad h + \frac{1}{2}V^2 + gZ = \text{Cte} \quad (I.9)$$

Si le gaz est parfait : $h = c_p T$

C_p : Chaleur spécifique à pression constante

$$\text{Donc : } C_p T + \frac{1}{2}V^2 = \text{Cte} \quad \Rightarrow \quad C_p \left[T + \frac{V^2}{2C_p}\right] = \text{Cte} \quad (I.10)$$

Posant $T + \frac{V^2}{2C_p} = T_t$ (température totale)

$$C_p T + \frac{1}{2}V^2 = C_p T_i = \text{Cte} \quad (I.11)$$

D'après l'équation (I.11) on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$C_p T_{te} = C_p T_{ts} \Rightarrow T_{te} = T_{ts}$$

1.4.4. lois générales d'un écoulement isentropique :

Pour un écoulement isentropique, $C_p - C_v = r$ et $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$

$$\text{Alors : } C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1}$$

D'où :

C_p : La chaleur spécifique à volume constant.

r : La constante des gaz parfait.

Remplaçant par la valeur de C_p dans l'équation (I.11) on obtient :

$$\frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} T + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} T_i \quad \Rightarrow \quad \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma \cdot r \cdot T} \times \frac{V^2}{2} \right) = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} T_i$$

$$\frac{T_i}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \times \frac{V^2}{\alpha^2} \right)$$

Avec : $\alpha = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$ avec α : la vitesse du son

On définit le nombre de Mach en un point comme étant le rapport de la vitesse de l'écoulement sur la vitesse du son : $M = \frac{V}{\alpha}$

$$\text{L'équation précédente devient : } \frac{T_i}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (\text{I.12})$$

Si la transformation est réversible, on trouve : $\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} = \text{Cte}$

$$\text{En remplaçant dans (I.7), on trouve : } P_i = P \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{I.13})$$

On a aussi la relation : $\frac{P}{\rho^\gamma} = \text{Cte}$ (transformation réversible)

$$\text{En remplaçant dans (I.12), on trouve : } \rho_i = \rho \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (\text{I.14})$$

D'après l'équation de continuité et pour un écoulement unidimensionnel stationnaire, on a l'équation : $\rho \cdot v \cdot s = \text{cte}$

Entre les deux sections (1) et (2) : $\rho_1 \cdot V_1 \cdot S_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot S_2$

$$\frac{s_2}{s_1} = \frac{\rho_1 \cdot V_1}{\rho_2 \cdot V_2} = \frac{\rho_1 M_1 \cdot \alpha_1}{\rho_2 M_2 \cdot \alpha_2} \quad (\text{I.15})$$

Avec :

$$\frac{\alpha_1}{\alpha_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad \text{et} \quad \frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

D'où : $\frac{S_1}{S_2} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$ En introduisant la relation (I.12) on trouve :

$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (\text{I.16})$$

I.4.5. autres formes de l'équation de conservation de débit :

Le débit d'air capté par un turboréacteur est donné par $\dot{m} = \rho \cdot V \cdot S$ (I.17)

On a : $V = M\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$ et $\rho = \frac{P}{r \cdot T}$

Si on remplace la vitesse v et la masse volumique ρ dans l'équation (1.29) on aura :

$$\dot{m} = \frac{P}{r \cdot T} \times M\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T} \cdot S \quad (\text{I.18})$$

D'autre part et d'après les relations (I.12) et (I-13) nous aurons :

$$P = \frac{P_i}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad \text{Et} \quad T = \frac{T_i}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)}$$

En remplaçant cette expression dans l'expression du débit :

$$\dot{m} = \frac{P_t \cdot S \cdot M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \times \left(\frac{\gamma}{r \cdot T_t}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (\text{I.19})$$

I.5. performances et puissances d'un turbo Fan :

- **Poussées et performances :**

- **La Poussée :**

La poussée est le résultat de la conversion de l'énergie thermique prenant naissance dans la chambre de combustion du moteur et se transformant en énergie cinétique lors du trajet du flux de gaz tout au long de la tuyère.

L'expression de la poussée dépend du type de turboréacteur :

1. **Pour les turboréacteurs à simple flux on a :**

$$\mathbf{F} = \dot{m}_a(\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_0) + \dot{m}_c \mathbf{v}_s \quad (\text{I.20})$$

Avec :

- \mathbf{F} : la poussée en Newton (N).
- \dot{m}_a : Débit massique de l'air passant dans le moteur en (Kg/s).
- \dot{m}_c : Débit du carburant en (kg/s).
- \mathbf{V}_0 : Vitesse de l'air à l'entrée en (m/s).
- \mathbf{V}_s : Vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s).

2. Pour tous les turboréacteurs à double flux :

$$F = \dot{m}_I(v_I - v_0) + \dot{m}_{II}(v_{II} - v_0) + \dot{m}_c v_I \quad (\text{I.21})$$

Avec :

- \dot{m}_I : Débit massique d'air intérieur (flux chaud) en (kg/s).
- \dot{m}_{II} : Débit massique d'air extérieur (flux froid) en (kg/s).
- \dot{m}_c : Débit massique de carburant en (kg/s).
- v_I : vitesse d'éjection des gaz chauds en (m/s).
- v_{II} : vitesse d'éjection des gaz froids en (m/s).

❖ Consommation (horaire-spécifique) :

a. Consommation massique horaire (CH) :

Cette notion caractérise la consommation de carburant par heure, l'unité utilisée est le kilogramme par heure [Kg/h].

$$C_H = 3600 \cdot \dot{m}_c \quad \text{En (kg combustible/h).}$$

b. Consommation spécifique (C_{sp}) :

C'est une notion très importante caractérisant un turboréacteur, par définition, c'est le rapport de la consommation horaire sur la poussée nette du moteur.

$$C_{sp} = \frac{C_H}{F} \left[\frac{kg}{h.N} \right] \quad (\text{I.22})$$

❖ Puissances d'un Turboréacteur double flux :

Une machine thermique est une machine qui ; à partir d'une puissance calorifique (combustion généralement), par une succession de transformations donne une puissance d'utilisation sous la forme souhaitable, la série de transformations s'effectuant avec des pertes plus au moins importantes, on caractérise ces pertes par le rendement de ces diverses transformations.

1. Puissance calorifique (P_c) :

C'est la puissance que fournit la combustion supposée parfaite du carburant injecté dans la chambre de combustion.

Soit P_{CI} (pouvoir calorifique inférieure) du carburant, rappelons que P_{CI} est par définition, la quantité de chaleur que dégage la combustion, parfaite d'un kilogramme de carburant.

$$P_c = \dot{m}_c \cdot P_{CI} \quad (\text{I.23})$$

Où :

P_c : Exprimée en watts ou k. watts

2. Puissance de Combustion (P_u) :

On définit aussi la puissance de combustion par :

$$P_u = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \cdot C_{p'} \cdot (Tt_f - Tt_i) \quad (I.24)$$

Avec :

- \dot{m}_i : Débit massique de l'air primaire ou appelé interne.
- \dot{m}_c : Débit massique du carburant.
- $C_{p'}$: chaleur spécifique moyenne.
- Tt_f : Température totale finale (sortie C-C)
- Tt_i : Température totale initiale (entré C-C)

3. Puissance thermique théorique (P_u) :

Soit T_9 la température des gaz d'échappement du flux chaud, et $T_{1.8}$ la température des gaz à la sortie du carénage du flux externe.

$$P_{\text{therm}} = P_C - [\dot{m}_i \cdot C_P (T_9 - T_0) + \dot{m}_e \cdot C_P (T_{1.8} - T_0)] \quad (I.25)$$

T_9 : est beaucoup plus faible que dans le cas d'un simple flux et $T_{1.8}$ en vol est très proche de T_0 .

4. Puissance thermique réelle (P_{tr}) :

$$P_{tr} = \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e \cdot (V_{1.8}^2 - V_0^2) \quad (I.26)$$

5. Puissance de propulsion (P_p) :

Nous savons que celle-ci est la fraction de puissance thermique réelle effectivement transformée. Soit la puissance dissipée par tourbillon :

$$P_P = \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_9 - V_0)^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_e \cdot (V_{1.8} - V_0)^2 \quad (I.27)$$

Soit :

$$P_P = \left[\frac{1}{2} \dot{m}_i (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e \cdot (V_{1.8}^2 - V_0^2) \right] - \left[\frac{1}{2} \dot{m}_i (V_9 - V_0)^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_e \cdot (V_{1.8} - V_0)^2 \right]$$

Soit en développant et en remplaçant \dot{m}_e par $\lambda \cdot \dot{m}_i$:

$$P_P = -\dot{m}_i \cdot V_0^2 - \lambda \cdot \dot{m}_i V_0^2 + \dot{m}_i \cdot V_0 (V_9 - \lambda \cdot V_{1.8})$$

Soit encore :

$$P_p = -\dot{m}_i \cdot V_0(V_9 - V_0) + \lambda \cdot \dot{m}_i \cdot V_0(V_{1.8} + V_0)$$

Où :

$$P_p = F_{\text{doubleflux}} \cdot V_0 \quad (\text{I.33})$$

❖ Le taux de dilution :

Pour un turboréacteur à double flux le taux de dilution λ est le rapport entre le débit d'air du flux secondaire (froid) et celui du flux primaire (chaud), il est défini par :

$$\lambda = \frac{\text{débit massique du flux secondaire}}{\text{débit massique du flux primaire}}$$

Donc

$$\lambda = \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1} \quad (\text{I.28})$$

❖ Poussée spécifique :

C'est la poussée par unité de débit massique du gaz éjecté par le réacteur

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a + \dot{m}_c} \quad \text{en (N.s/kg)} \quad (\text{I.29})$$

Les rendements :

▪ Rendement thermique théorique :

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique et la puissance calorifique

$$\eta_{th} = \frac{P_{tht}}{P_{cal}} \quad (\text{I.30})$$

▪ Rendement réel :

C'est le rapport de la puissance thermique réelle à la puissance calorifique

$$\eta_{thr} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}} \quad (\text{I.31})$$

▪ Rendement interne :

C'est le rapport de la puissance thermique réelle à la puissance thermique théorique

$$\eta_{in} = \frac{P_{thr}}{P_{tht}} \quad (\text{I.32})$$

▪ Rendement de propulsion :

C'est le rapport de la puissance propulsive à la puissance exercée. W

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{thr}} \quad (\text{I.33})$$

▪ **Rendement global :**

C'est le rapport du travail fournie par la machine à la chaleur qui elle à reçu.

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (I.34)$$

Remarque $\eta_{thr} = \eta_{th} \cdot \eta_{in}$ et $\eta_g = \eta_{thr} \cdot \eta_p$

I.6. Description du moteur CF6-80 E1 :

Le réacteur CF6-80 E1 de général électrique équipant l'airbus A330-200 est un moteur de nouvelle génération, double corps, double flux à écoulement axial à haut taux de dilutions (5.33), construit par GENERAL ELECTRIC (GE) pour équiper les gros porteurs .il utilise uniquement 20% de la masse d'air pour la combustion (en couleur rouge)et 80% de cette masse passe à travers le double flux et qui sert pour la poussée et le refroidissement du moteur (en couleur bleu).

Ce moteur est caractérisé par un taux de dilution élevé par rapport aux autres moteurs. Une faible vitesse d'éjection. Il est équipé d'un système tel que le circuit de carburant qui est asservi et régulé à l'aide d'un calculateur numérique ECU (Unit électronique de contrôle moteur). Une des plus importantes particularités du CF6-80 E1 est qu'il est de conception modulaire permettant le changement d'un module sans le désassemblage général du moteur. Ainsi qu'une longue durée de vie et une grande rentabilité. (Voir figure I.14)

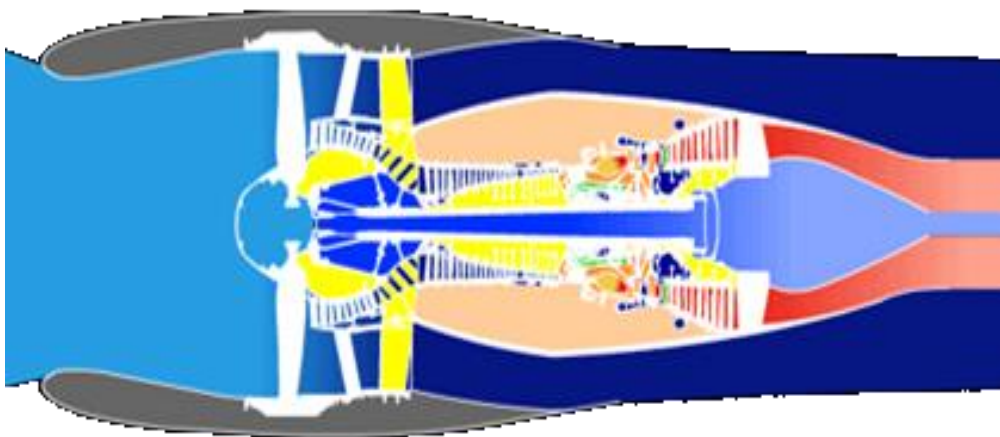


Fig. I.12. Le moteur CF6-80E1.

Le réacteur CF6-80 E1 compose de cinq modules principaux : (Voir figure I.14)

- Module fan.
- Module core.
- Module turbine haute pression.
- Module turbine basse pression.
- Module boîte d'entraînement.

Le CF6-80E1 est un moteur turbo fan à double flux,

I.6.1. Caractéristiques du moteur :(Tab. I-1) :

Les dimensions principales du GTR **CF6-80E1** sont :

longueur du moteur	168.41 inches (4.28 m)
hauteur de l'enveloppe	113.13 inches (2.88 m)
Longueur maximal de	114.13 Inches (2.90 m)
diamètre extérieur du fan	106.64 inches (1.96 m)
diamètre intérieur du fan	96 inches (1.76 m)
poids à sec du moteur	11,162 lbs (5074 kg)
centre de gravité	station (STA) 218.8 +/- 2.0

Tab. I.1 : caractéristiques du CF6-80E1

I.6.2- Les différents modules du moteur CF6-80E1 :

Le moteur **CF6-80 E1** est composé de **(05)** cinq principaux modules :

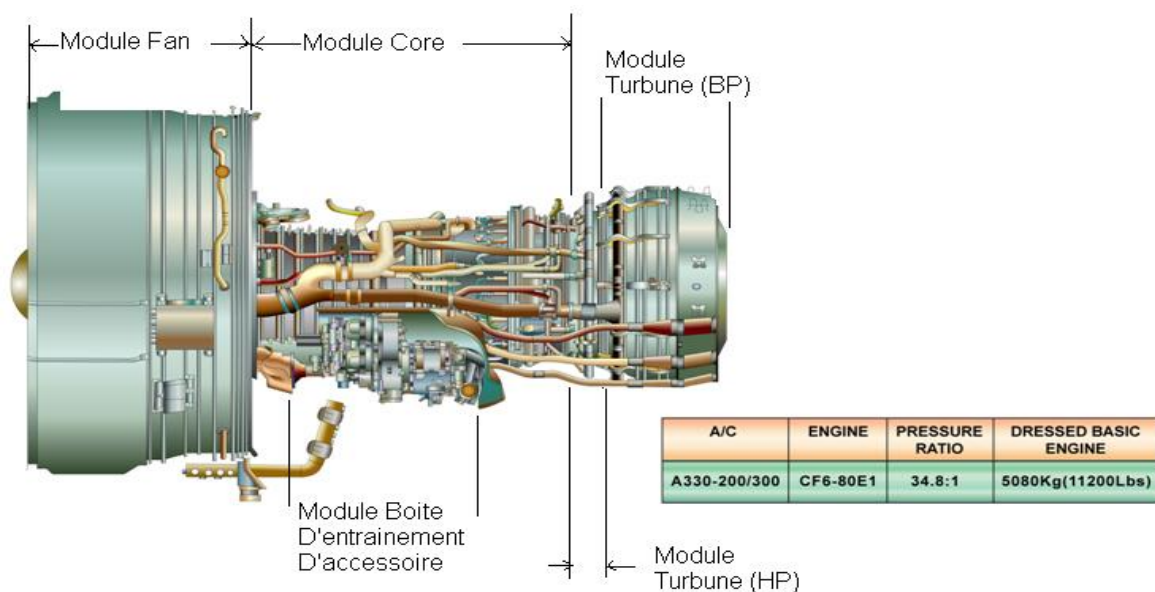


Fig. I.13. Les différents modules du moteur.

I.6.2.1. Module FAN :

Le module FAN est composé d'un étage FAN (soufflante) composé de 34 ailettes en TITANE, fixées en queue d'aronde, d'une longueur de (812.8 mm). et de quatre étages compresseur basse pression appelés LPC lié par un shaft à la turbine basse pression et l'ensemble constituent un attelage basse pression N1.

Dans ce module on trouve (04) ports d'accès pour l'inspection boroscopique accéder aux étages de compresseur basse pression.

Le module FAN pèse 1553.12 kg. Et supporté par (03) roulements de types 1B, 2R. [2].

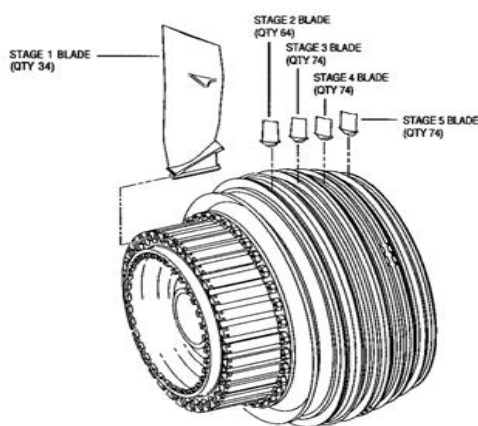


Fig. I.14.a : FAN rotor

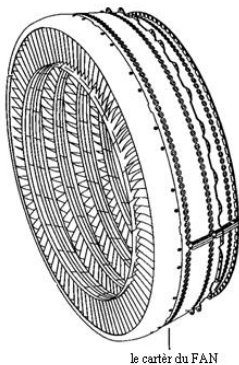


Fig. I.14.b. FAN stator.

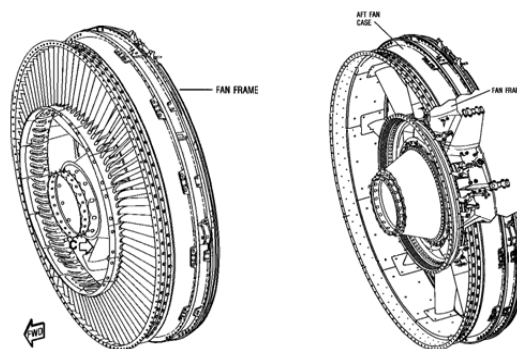


Fig. I.14.c. Le FAN frame.

I.6.2.2. Module core :

Ce module engendre 20% de la poussée du moteur à travers l'air primaire. Le module core pèse 940.31 kg. il comporte les éléments suivants :

- Compresseur haute pression.
- Chambre de combustion.

1.6.2.2. a. Le compresseur haute pression :

Le compresseur haute pression du moteur CF6-80 E1 se compose de (14) étages, (TAB.-2-2-2-a), dont les cinq (05) premiers étages appelés VSV, logés dans deux (02) Demis carters liés à la HPT par un shaft et forme l'attelage N2.

Le HPC est supporté à l'avant par le bearing 3 et à l'arrière par le bearing 4. [13].

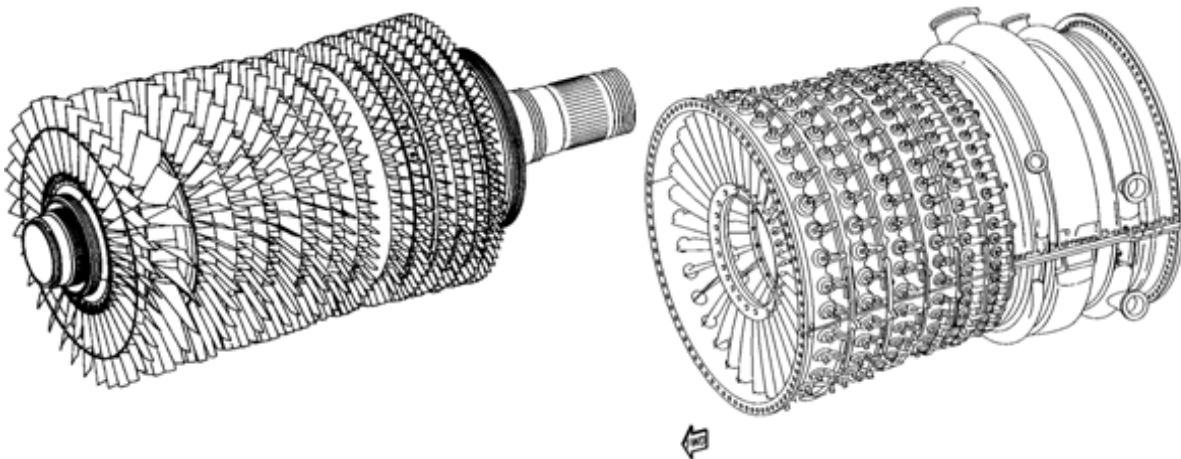


Fig. I.15.a. Compresseur haute pression.

1.6.2.2.b. La chambre de combustion :

La chambre de combustion montée sur le GTR CF6-80E1 est du type annulaire, dotée de (30) injecteurs de type duplex et de deux bougies (allumeurs) à la position 3 :00 et à 5 :00.

La chambre de combustion a pour but d'assurer une bonne combustion du mélange air/carburant.

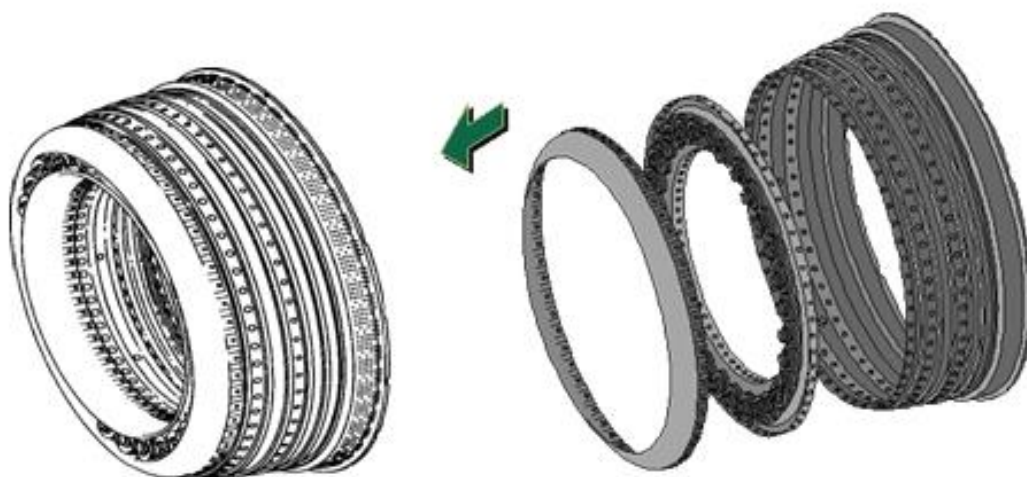


Fig. I.15.b. La chambre de combustion.

Sur la chambre de combustion, on trouve cinq ports d'inspection boroscopique.

I.6.2.3. Module turbine haute pression :

La turbine haute pression est composée de (02) deux étages, elle reçoit l'énergie des gaz chauds venant de la chambre de combustion pour entraîner le compresseur haute pression lié par le même arbre N2, ce dernier entraîne la boîte d'entraînement des accessoires (AGB).

- Le rotor de la turbine haute pression est supporté par les roulements du même type 4R et 5R.
- La turbine haute pression a une rotation de 11105 rpm qui représente 113% du régime. Le module turbine haute pression pèse 401.43 kg. [13]

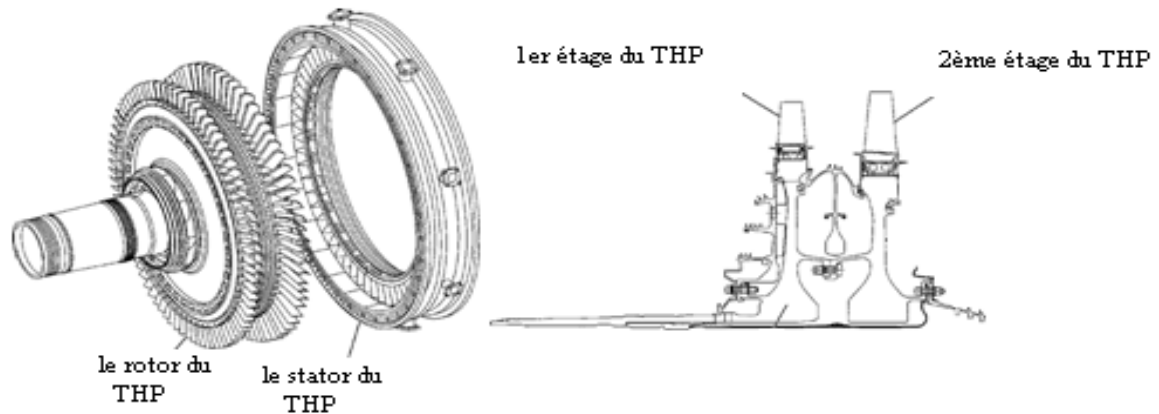


Fig. I.16. Module turbine haute pression

La turbine haute pression à deux (02) ports d'inspection boroscopique :

I.6.2.4. Module turbine basse pression :

La turbine basse pression est composée de (05) étages, elle utilise l'énergie mécanique récupérée de la turbine haute pression pour l'entraînement de l'attelage basse pression.

La turbine basse pression tourne à 3818 rpm qui représentent 115.5% du régime maximum.

1. Le module turbine basse pression pèse 1107.69 kg.
2. La turbine basse pression a 04 ports d'accès à l'inspection boroscopique :

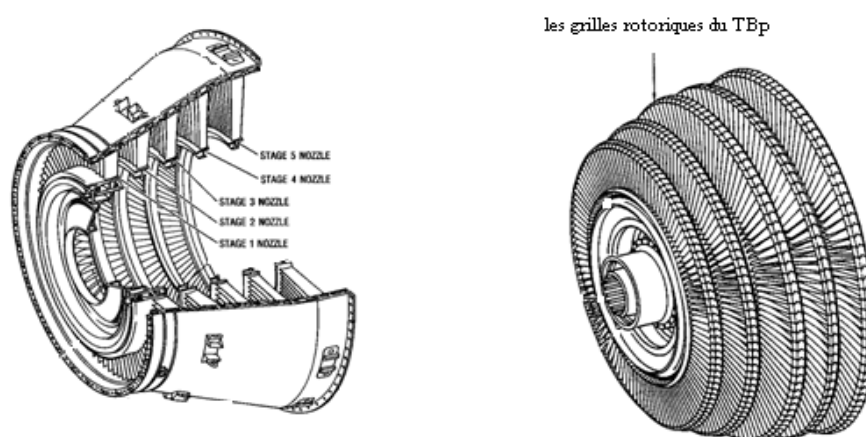


Fig. I.17. Module turbine basse pression

I.6.2.5. Module boîte d'engrenage :

Elle est placée sur le côté gauche du moteur sur le carter entrée fan, il se compose de :

IGB : (Inlet Gear Box) prélève le mouvement de l'attelage haute pression N2 et le transmet vers Radial drive shaft(RDS).

RDS : (Radial drive shaft) assure la transmission radial du mouvement.

TGB : (Transfert Gear Box) transforme le mouvement radial en mouvement axial.

HDS : (Horizontal drive shaft) transmet le mouvement du TGB vers l'AGB.

AGB : (Accessory Gear Box) entraine les accessoires du moteur.

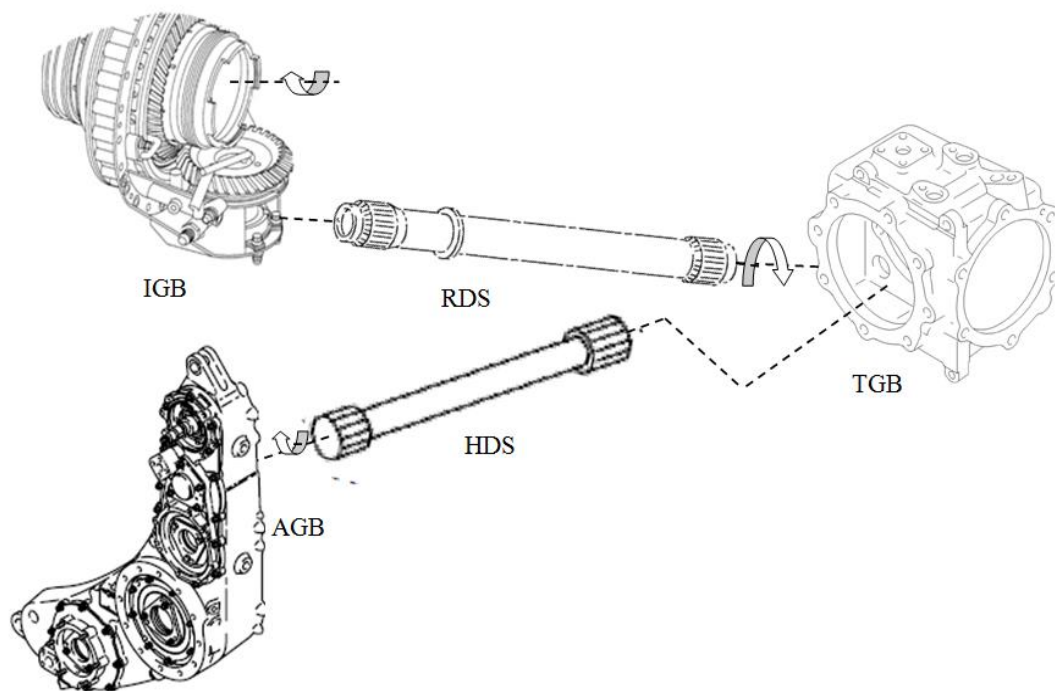


Fig. I.18. Boîte d'entraînement des accessoires

1.7. Les différentes stations aérodynamiques du CF6-80E1 :

Il y'a septes (07) stations aérodynamiques pour le moteur CF6-80E1 et chacune de ces stations contient un capteur et une sonde pour déterminer la pression et la température de chaque station :

- station **0** : air ambiant.
- station **1.2** : entrée d'air.
- station **1.4** : sortie FAN.
- station **2.5** : entrée compresseur haute pression.
- station **3** : sortie compresseur haute pression.
- station **49.5** : entrée turbine basse pression.
- station **5** : sortie turbine haute pression.

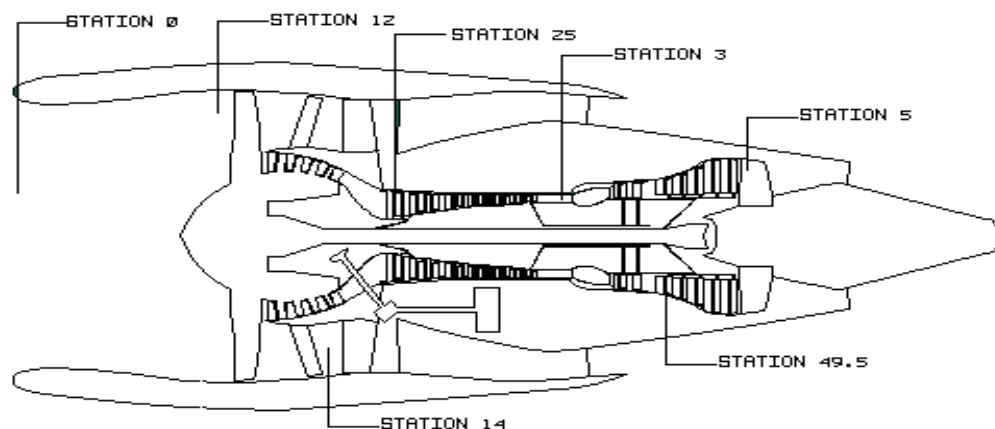


Fig. I.19. Les stations aérodynamiques

Chapitre II

Calculs des performances
du CF6-80 E1

II. Introduction :

Pour l'étude les performances du turboréacteur et le bon fonctionnement de ce dernier, le moteur a été réparti en plusieurs stations aérodynamiques. Dans chacune des stations, des capteurs et des sondes sont placés pour déterminer les températures et les pressions en chaque station et en temps réel.

L'air aspiré par le réacteur sera répartie en deux écoulements grâce à la soufflante :

L'air primaire qui sera comprimé par le compresseur basse pression en suite par le compresseur haute pression, mélange avec le carburant injecté par les injecteurs dans la chambre de combustion, cette dernière assure la zone de mélange nécessaire et les conditions exigées pour garantir une bonne combustion du mélange air/carburant. En fin de combustion ; les gaz sortant avec une température élevée, vont se détendre à través les turbines en cédant l'énergie nécessaire aux compresseurs et le fan .en fin de cycle ces gaz sont éjectés dans l'atmosphère.

L'air secondaire est utilisé pour développer la majorité de la poussée on ce détendant le long du canal d'éjection. Une partie sera utiliser pour le refroidissement du moteur au cours du fonctionnement et une majorité servira lors de l'atterrissage come freins aérodynamique.

Afin de mieux suivre l'évolution du volume d'air à travers le moteur, on étudie toutes les transformations subies par ce volume à chaque station du moteur.

- Station (0) Air ambiant
- Station (1.2) Entrée d'air

❖ *Les stations du flux primaire :*

- Station (2.5) Entrée compresseur haute pression.
- Station (3) Sortie compresseur haute pression.
- Diffuseur amont à la chambre de combustion.
- La chambre de combustion.
- Station (4.9) Entrée turbine basse pression
- Station (5) Sortie turbine basse pression
- Station (9) Ejection de flux primaire

❖ *Les stations du flux secondaire :*

- Station (1.4) Sortie stator Fan
- Station (1.8) Ejection de flux secondaire

II.1. Hypothèses de calcul :

Pour comprendre le fonctionnement d'un turboréacteur, il est impératif de connaître les lois essentielles de la physique, ce qui nécessite une étude de thermopropulsion qui fait appel à des hypothèses et des simplifications.

Le calcul énergétique des différents constituants du turboréacteur est effectué en régime de croisière, l'air ambiant à des caractéristiques suivantes :

- Température au sol : **$T_a = 288.15 \text{ K}$** .
- Pression au sol : **$P_a = 101325 \text{ pa}$**
- La constante des gaz parfaits : **$r = 287 \text{ J/kg K}$** .
- La constante des gaz brûlés : **$r_g = 290.9 \text{ J/kg } ^\circ\text{K}$** .
- Rapport de chaleur spécifique des gaz parfaits : **$\gamma = 1,4$** .
- Rapport de chaleur spécifique des gaz brûlés : **$\gamma_g = 1,33$** .
- le débit massique maximal d'air de ce moteur et de **$m_{\text{tot}} = 880 \text{ Kg/s}$** .
(Donné par le constructeur).
- L'altitude es égal à $H = 10000\text{m}$. Avec $0 \leq H \leq 11000 \text{ m}$
- Nombre de Mach : $M_0 = 0.75$ avec $0 \leq M_0 \leq 0.85$
- L'écoulement monodimensionnel suivant l'axe de rotation du turboréacteur.
- L'écoulement en régime permanent (stationnaire).
- L'écoulement est considéré comme un gaz parfait.
- Sans action de force de volume.
- La tuyère est supposée adaptée.

II.2. Le calcul des paramètres des différentes stations :

II.2. 1. Station (0) Air ambiant :

$$D_0 = 3.03 \text{ m}$$

$$\gamma_0 = 1.4$$

$$C_{p0} = 1000 \text{ J/Kg } ^\circ\text{Km}$$

$$r = 287 \frac{\text{J}}{\text{Kg } ^\circ\text{Km}}$$

$$T_a = 15^\circ\text{C} = 288 \text{ K}^\circ$$

$$P_a = 1,013 \text{ bar}$$

Pour une atmosphère réelle (polytropicque) et pour une altitude située dans la troposphère, i. e $0 \leq H \leq 11000 \text{ m}$:

La température T_1 est donnée par la relation :

$$T_0 = T_a - \frac{(K-1)g}{K.r} H \tag{II.1}$$

Pour K pris égal à 1.235, il en résulte alors que :

La température statique de l'air ambiant :

$$T_0 = T_a - 0.0065 H$$

$$T_0 = 288.15 - 0.0065 \cdot (10000) \quad \text{Alors} \quad T_0 = 223.15 \text{ °K}$$

La température totale de l'air ambiant :

$$T_{i0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} M_0^2 \right) \quad \text{Alors} \quad T_{i0} = 248.25 \text{ °K} \quad (\text{II.2})$$

Dans la relation de Poisson, on a : $\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{1.235}{1.235-1}}$

$$P_0 = P_a \left(1 - \frac{1}{T_{sol}} \cdot \frac{(K-1)g}{K \cdot r} H \right)^{\frac{K}{K-1}}$$

$$P_0 = 0.264 \text{ bar}$$

La pression totale de l'air ambiant :

$$P_{i0} = P_0 \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad (\text{II.3})$$

$$P_{i0} = 0.383 \text{ bar}$$

La vitesse d'entrée de l'air est :

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_0 \cdot r \cdot T_0} \quad (\text{II.4})$$

$$V_0 = 224,57 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Calcul du débit d'air :

La section d'entrée est égale à : $S_0 = \frac{\pi \cdot D_0^2}{4} = \frac{\pi \cdot (3,03)^2}{4} = 7,2 \text{ m}^2$

En effet, le débit d'air capté par un turboréacteur est donnée par : $\dot{m} = \rho_0 \cdot S_0 \cdot V_0$

En remplaçant les relations (II.4) et (II.6) dans l'expression du débit, on obtient :

$\dot{m}_0 = \frac{P_0}{r \cdot T_0} M_0 \sqrt{\gamma_0 \cdot r \cdot T_0} \cdot S_0$; D'autre part, en remplaçant P_i et T_i par leurs expressions dans celle du débit, il s'établit que :

$$\dot{m}_0 = \frac{P_{i0} \cdot S_0 \cdot M_0}{\left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_0 + 1}{2(\gamma_0 - 1)}}} \times \sqrt{\frac{\gamma_0}{r \cdot T_{i0}}} \Rightarrow \dot{m}_0 = 665,84 \left[\frac{\text{Kg}}{\text{s}} \right] \quad (\text{II.5})$$

Les résultats de la station (0) Air ambiant :

T_0	T_{i0}	P_0	P_{i0}	M_0	V_0	\dot{m}_0
223.15	248.25	0.264	0.383	0.75	224.57	665.84

II.2. 2. Station (1.2) Entrée d'air :

Nous avons : $T_{i1.2} = T_{i0} = 248,25^\circ\text{K}$; $P_{i1.2} = P_{i0} = 0,383 \text{ bar}$; $\gamma_{i1.2} = \gamma_{i0} = 1,4$

Le débit reste conservé alors :

$$\dot{m}_{1.2} = \dot{m}_0 = \dot{m}$$

Le nombre de Mach à l'entrée des compresseurs moderne est généralement de l'ordre de 0,5 .On prend $M_{1.2} = 0,5$.

Les caractéristiques thermodynamiques totales d'un écoulement isentropique et compressible prouvent être exprimées en fonction du nombre de Mach pour un fluide donné ($\gamma_{1.2}$, r) par les relations suivantes :

La température statique :

$$T_{i1.2} = T_{1.2} \left(1 + \frac{\gamma_{1.2}-1}{2} M_{1.2}^2 \right) \Rightarrow T_{1.2} = \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_{1.2}-1}{2} M_{1.2}^2 \right)} \cdot T_{i1.2} \quad (\text{II.6})$$

La pression statique :

$$P_{i1.2} = P_{1.2} \left(1 + \frac{\gamma_{1.2}-1}{2} M_{1.2}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_{1.2} = \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_{1.2}-1}{2} M_{1.2}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \cdot P_{i1.2}$$

Application numérique :

$$T_{1.2} = 236,42^\circ \text{ K}$$

$$P_{1.2} = 0,322 \text{ bar}$$

Le diamètre du fan qui est aussi à la sortie du diffuseur est égal à 3,28m

La pression et la température totales à travers l'entrée d'air sont conservatrices. Alors il s'ensuit que :

$$S_0 = \frac{\pi \cdot D_{1.2}^2}{4} = \frac{\pi \cdot (3,28)^2}{4} = 8,44 \text{ m}^2$$

$$V_{1.2} = M_{1.2} \sqrt{\gamma_{1.2} \cdot r \cdot T_{1.2}} \Rightarrow \text{A.N } V_{1.2} = 0,5 \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 236,42}$$

$$V_{1.2} = 154,1 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Les résultats de la Station (1.2) Entrée d'air :

$T_{1,2}$	$T_{i1,2}$	$P_{1,2}$	$P_{i1,2}$	$M_{1,2}$	$V_{1,2}$	$\dot{m}_{1,2}$
236.42	248.25	0.322	0.383	0.5	154.1	665.84

II.2. 3. Station (2.5) Entrée compresseur haute pression :

- Le nombre d'étage est égale à $Z_{2,5} = 4$
- Coefficient manométrique (coefficient de Râteau) : $\mu_{2,5} = 0,40$. Pour les compresseurs axiaux à plusieurs étages.
- Degré de réaction : $\sigma_{2,5} = \frac{1}{2}$
- Taux de réaction : $\tau_{2,5} = 2,42$
- Rendement polytropique : $\eta = 0,85$
- $\gamma_{2,5} = \gamma_{1,2} = \gamma_0$
- Taux de dilution : $\lambda = 4,24$
- Le débit d'air primaire est donné par :

$$\lambda = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_i} \quad \Rightarrow \quad \dot{m}_e = \lambda \cdot \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_e + \dot{m}_i = \dot{m} \quad \Rightarrow \quad (1 + \lambda) \cdot \dot{m}_i = \dot{m} \quad \text{Avec} \quad \dot{m}_i = \frac{1}{1+\lambda} \cdot \dot{m}$$

$$\dot{m}_e = 538,78 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right] \quad \cdot \quad \dot{m}_i = 127,06 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$$

Calcul de la chaleur spécifique à la station (2.5) :

$$C_{p2,5} = 1163,102 + 155,139 \theta_{1,2} - 89,592 \theta_{1,2}^2 - 29,355 \theta_{1,2}^3 + 53,442 \theta_{1,2}^4 \quad (\text{II.7})$$

Avec $\theta_{1,2} = \frac{T_{i1,2} - 1125}{875}$ (II.8)

$$\theta_{1,2} = -1,002 \quad \Rightarrow \quad C_{p2,5} = 1001,10 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$$

Calcul de la variation d'enthalpie totale :

$$\Delta H_i = \mu \cdot Z_{2,5} \cdot U^2 \quad (\text{II.9})$$

Avec : $U = 2 \cdot V_{1,2} = 2 \cdot 154,1$

Alors $U = 308,2 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \quad \Rightarrow \quad \Delta H_i = 0,4 \times 4 \times (308,2)^2$

$$\Delta H_i = 151,97 \quad \Rightarrow \quad \Delta H_i \approx 152 \text{ KJ}$$

De là, on déduit la variation d'enthalpie totale par étage ΔH_{ie}

$$\Delta H_{ie} = \frac{\Delta H_i}{Z_{2.5}} \Rightarrow \Delta H_{ie} = \frac{152}{4} \quad \text{Alors} \quad \Delta H_{ie} = 38 \text{ kJ}$$

Calcul de la variation température totale :

$$\Delta H_i = W_{2.5} = C_{p2.5}(T_{i2.5} - T_{i1.2}) \quad (\text{II.10})$$

$$T_{i2.5} = \frac{\Delta H_i}{C_{p2.5}} + T_{i1.2} \Rightarrow T_{i2.5} = 400,08^\circ \text{K}$$

Le rendement isentropique s'exprime par :

$$\eta_{is} = \frac{C_{p2.5} \cdot T_{i1.2} \left(\tau_{2.5}^{\frac{\gamma_{2.5}-1}{\gamma_{2.5}}} - 1 \right)}{\Delta H_i} = \frac{1001,1 \cdot 248,25}{152 \cdot 10^3} \left((2,42)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$\eta_{is} = 0,47$$

La pression totale se calcule comme suit :

$$\tau_{2.5} = \frac{P_{i2.5}}{P_{i1.2}} \Rightarrow P_{i2.5} = \tau_{2.5} \times P_{i1.2}$$

$$P_{i2.5} = 0,926 \text{ bar}$$

La température statique s'obtient comme suit :

$$\frac{T_{2.5is}}{T_{1.2}} = (\tau_{2.5})^{\frac{\gamma_{2.5}-1}{\gamma_{2.5}}} \Rightarrow T_{2.5is} = T_{1.2} \cdot (\tau_{2.5})^{\frac{\gamma_{2.5}-1}{\gamma_{2.5}}}$$

$$T_{2.5is} = 304,13^\circ \text{K}$$

La température statique :

$$\eta_{is} = \frac{T_{2.5is} - T_{1.2}}{T_{2.5} - T_{1.2}} \Rightarrow T_{2.5} = T_{1.2} + \frac{T_{2.5is} - T_{1.2}}{\eta_{is}}$$

$$T_{2.5} = 380,48^\circ \text{K}$$

Le nombre de Mach :

$$M_{2.5} = \sqrt{\left(\frac{T_{i2.5}}{T_{2.5}} - 1 \right) \cdot \frac{2}{\gamma_{2.5}-1}} = \sqrt{\left(\frac{400,06}{380,48} - 1 \right) \cdot \frac{2}{1,4-1}} \Rightarrow M_{2.5} = 0,51$$

La pression statique :

$$P_{2.5} = P_{i2.5} \cdot \frac{1}{\left[1 + \frac{\gamma_{2.5}-1}{2} M_{2.5}^2 \right]^{\frac{\gamma_{2.5}}{\gamma_{2.5}-1}}} \Rightarrow P_{2.5} = 0,775 \text{ bar}$$

La vitesse :

$$V_{2.5} = M_{2.5} \sqrt{\gamma_{2.5} \cdot r \cdot T_{2.5}} \quad \Rightarrow \quad V_{2.5} = 199.41 \left[\frac{m}{s} \right]$$

Calcul du coefficient polytropique :

$$\eta_p = \frac{\frac{K}{\gamma-1}}{\frac{K-1}{\gamma-1}} \Rightarrow K = \frac{\eta_p \frac{\gamma}{\gamma-1}}{\eta_p \frac{\gamma}{\gamma-1} - 1} \Rightarrow \text{A. N} \quad K = \frac{0,85 \frac{1,4}{1,4-1}}{0,85 \frac{1,4}{1,4-1} - 1} = 1,5$$

Les résultats de la station (2.5) Entrée compresseur haute pression :

$T_{2.5}$	$T_{i2.5}$	$P_{2.5}$	$P_{i2.5}$	$M_{2.5}$	$V_{2.5}$	\dot{m}_i	\dot{m}_e
380.48	400.08	0.775	0.926	0.51	199.41	127.06	538.78

II.2. 4. Station (3) Sortie compresseur haute pression :

$$\begin{aligned} \tau_3 &= 14,1 & Z_3 &= 14 \\ \mu_3 &= 0,4 & \eta_{is} &= 0,9 \end{aligned}$$

La pression totale :

$$\tau_3 = \frac{P_{i3}}{P_{i2.5}} \Rightarrow P_{i3} = \tau_3 \cdot P_{i2.5}$$

A. N $P_{i3} = 14,1 \cdot 0,926 \Rightarrow P_{i3} = 13,05 \text{ bar}$

Calcul de la chaleur spécifique :

$$C_{p3} = 1163,102 + 155,139 \theta_{2.5} - 89,592 \theta_{2.5}^2 - 29,355 \theta_{2.5}^3 + 53,442 \theta_{2.5}^4$$

$$\theta_{2.5} = -0,828 \quad \Rightarrow \quad C_{p3} = 1015,01 \left[\frac{j}{kg \cdot ^\circ K} \right]$$

Calcul de l'exposant adiabatique :

$$\gamma_3 = \frac{C_{p3}}{C_{p3} - r} \quad \Rightarrow \quad \gamma_3 = 1,39$$

Calcul de la variation d'enthalpie totale :

$$\Delta H_i = \mu \cdot Z_3 \cdot U^2 \quad \text{Avec} \quad U = 2 \cdot V_{2.5} = 2 \cdot 199.41$$

$$\text{Alors} \quad U = 398,82 \left[\frac{m}{s} \right] \quad \Rightarrow \quad \Delta H_i = 0,4 \times 14 \times (398.82)^2$$

$$\Delta H_i = 890,721 \text{ KJ}$$

De là, on déduit la variation d'enthalpie totale par étage ΔH_{ie}

$$\Delta H_{ie} = \frac{\Delta H_i}{Z_3} \Rightarrow \Delta H_{ie} = \frac{890.721}{14} \quad \text{Alors} \quad \Delta H_{ie} = 63,623 \text{ kj} \approx 64 \text{ kj}$$

Calcul de la température totale :

$$T_{i3} = T_{i2.5} \left[1 + \frac{1}{\eta_{is}} \left(\tau^{\frac{\gamma_3-1}{\gamma_3}} - 1 \right) \right] \Rightarrow T_{i3} = 889,56 \text{ }^\circ\text{K}$$

Calcul de la température statique :

$$T_3 = \frac{T_{3is} - T_{2.5}}{\eta_{is}} + T_{2.5}$$

$$\text{Avec} \quad T_{3is} = T_{2.5} (\tau_3)^{\frac{\gamma_3-1}{\gamma_3}} \Rightarrow T_{3is} = 380.48 \times (14,1)^{\frac{13,9-1}{13,9}}$$

$$T_{3is} = 799,42 \text{ }^\circ\text{K} \Rightarrow T_3 = 845,97 \text{ }^\circ\text{K}$$

Calcul du nombre de Mach :

$$M_3 = \sqrt{\left(\frac{T_{i3}}{T_3} - 1 \right) \cdot \frac{2}{\gamma_3 - 1}} = \sqrt{\left(\frac{889,56}{845,96} - 1 \right) \times \frac{2}{1,39 - 1}} \Rightarrow M_3 = 0,51$$

Calcul de La pression statique :

$$\frac{P_{i3}}{P_3} = \left(1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2 \right)^{\frac{\gamma_3}{\gamma_3 - 1}} \Rightarrow P_3 = P_{i3} \times \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2 \right)^{\frac{\gamma_3}{\gamma_3 - 1}}}$$

$$\Rightarrow P_3 = 10,94 \text{ bars}$$

Les résultats de la station (3) Sortie compresseur haute pression :

T_3	T_{i3}	P_3	P_{i3}	M_3	V_3
845.94	889.56	10.94	13.25	0.51	296.28

II.2. 5. Diffuseur amont à la chambre de combustion :

$$T_{i3} = T_{id} = 889.56^\circ\text{K}$$

$$\sigma_d = 0,98 \quad V_d = 120 \text{ m/s}$$

Calcul de la nouvelle valeur de la chaleur spécifique :

$$C_{Pd} = 1163,102 + 155,139 \theta_3 - 89,592 \theta_3^2 - 29,355 \theta_3^3 + 53,442 \theta_3^4$$

$$\theta_3 = \frac{T_{i3}-1125}{875} \Rightarrow \theta_3 = -0,269 \Rightarrow C_{P3} = 1115,74 \left[\frac{\text{j}}{\text{kg}\cdot^\circ\text{K}} \right]$$

Le coefficient adiabatique :

$$\gamma_d = \frac{C_{Pd}}{C_{Pd} - r} \Rightarrow \gamma_d = 1,35$$

La température statique :

$$T_d = T_{id} - \frac{1}{2} \frac{V_d^2}{c_p} \tag{II.11}$$

$$T_d = 883.11^\circ\text{K}$$

Calcul du nombre de Mach :

$$\frac{T_{id}}{T_d} = 1 + \frac{\gamma_d - 1}{2} M_d^2 \Rightarrow M_d = \sqrt{\left(\frac{T_{id}}{T_d} - 1\right) \times \frac{2}{\gamma_d - 1}} \Rightarrow M_d = 0,20$$

$$M_d = 0,20$$

Calcul de la pression totale :

$$\sigma_d = \frac{P_{id}}{P_{i3}} \Rightarrow P_{id} = \sigma_d \times P_{i3}$$

Application numérique $\Rightarrow P_{id} = 12,79 \text{ bars}$

Calcul de la pression statique :

$$\frac{P_{id}}{P_d} = \left(1 + \frac{\gamma_d - 1}{2} M_d^2\right)^{\frac{\gamma_d}{\gamma_d - 1}} \Rightarrow P_d = P_{id} \times \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_d - 1}{2} M_d^2\right)^{\frac{\gamma_d}{\gamma_d - 1}}}$$

Application numérique : $P_d = 12,79 \times \frac{1}{\left(1 + \frac{1,35-1}{2} (0,20)^2\right)^{\frac{1,35}{1,34-1}}}$

$$P_d = 12,45 \text{ bars}$$

Les résultats de la station (0) Air ambiant :

T_d	T_{id}	P_d	P_{id}	M_d	C_{P3}
883.11	889.56	12.45	12.79	0.20	1115.74

II.2. 6. La chambre de combustion :

$$\eta_{cc} = 0,98 \quad \dot{m}_i = 127,06 \left[\frac{\text{Kg}}{\text{s}} \right]$$

$$\dot{m}_c = 2,74 \quad T_{sc} = 1439,76 \text{ °K}$$

Calcul de la nouvelle valeur de la chaleur spécifique :

$$C_{Psc} = 1163,102 + 155,139 \theta_{sc} - 89,592 \theta_{sc}^2 - 29,355 \theta_{sc}^3 + 53,442 \theta_{sc}^4$$

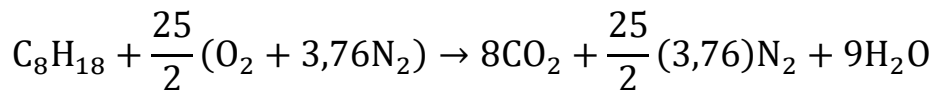
$$\theta_{sc} = \frac{T_{\max} - 1125}{875} \quad \Rightarrow \theta_{sc} = 0,360 \quad \Rightarrow C_{Psc} = 1206,87 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{°K}} \right]$$

Alors le coefficient adiabatique s'écrit

$$\gamma_{sc} = \frac{C_{Psc}}{C_{Psc} - r} \quad \Rightarrow \gamma_{sc} = 1,31$$

L'équation d'énergie appliquée à la chambre de combustion est donné par :

$$H_{id} + \eta_{cc} P_{ci} = (1 + f)H_{isc}$$



Calcul du dosage stœchiométrique :

$$F_{st} = \frac{m(C_8H_{18})}{\frac{25}{2} m(\text{air})} = \frac{m(C_8H_{18})}{\frac{25}{2} m(m(O_2) + 3,76m(N_2))}$$

Application numérique :

$$F_{st} = \frac{2(96 + 18)}{25(32 + 3,76 \times 28)} \Rightarrow F_{st} = 0,0664$$

Rapport de mélange air/fuel :

$$f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_i} \Rightarrow f = 0,0165$$

La température totale :

$$T_{isc} = \frac{f\eta_{cc} P_{ci}}{C_{psc}(1 + f)} + \frac{T_{td}}{(1 + f)} \quad \Rightarrow T_{isc} = 1460,40 \text{ °K}$$

Calcul du nombre de Mach :

$$\frac{T_{isc}}{T_{sc}} = 1 + \frac{\gamma_{sc}-1}{2} M_{sc}^2 \Rightarrow M_{sc} = \sqrt{\left(\frac{T_{isc}}{T_{sc}} - 1 \right) \times \frac{2}{\gamma_{sc}-1}} \Rightarrow M_{sc} = 0,30$$

$$\text{Alors } V_{sc} = M_{sc} \sqrt{\gamma_{sc} \cdot r \cdot T_{sc}} \Rightarrow V_{sc} = 0,30 \sqrt{1,31.287.1460.4}$$

$$V_{sc} = 222.30 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Calcul de la pression statique :

$$P_{sc} = P_d \left(\frac{1 + \gamma_d \cdot M_d^2}{1 + \gamma_{sc} \cdot M_{sc}^2} \right) \Rightarrow P_{sc} = 11.73 \text{ bars}$$

Calcul de la pression totale :

$$P_{isc} = P_{sc} \times \left(1 + \frac{\gamma_{sc} - 1}{2} M_{sc}^2 \right)^{\frac{\gamma_{sc}}{\gamma_{sc} - 1}}$$

$$\Rightarrow P_{isc} = 12.43 \text{ bars}$$

Les résultats de la chambre de combustion :

T_{sc}	T_{isc}	P_{sc}	P_{isc}	M_{sc}	V_{sc}
1439.76	1624.84	6.29	10.48	0.91	711.25

II.2. 7. Station (4.9) Entrée turbine basse pression :

La température d'éjection des gaz chauds : EGT = 960°C = 1233,15°K

Le coefficient de charge de la turbine : $\Psi = -1,3$

Calcul de la chaleur spécifique :

$$C_{P4.9} = 1292,626 + 204,786 \theta_{4.9} - 99,475 \theta_{4.9}^2 - 17,65 \theta_{4.9}^3 + 39,359 \theta_{4.9}^4$$

$$\theta_{4.9} = \frac{EGT - 1125}{875} \Rightarrow \text{A.N} \quad \theta_{sc} = \frac{1233,15 - 1125}{875}$$

$$\theta_{4.9} = 0,124 \Rightarrow C_{P4.9} = 1316,39 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{°K}} \right]$$

Alors le coefficient adiabatique s'écrit

$$\gamma_{4.9} = \frac{C_{P4.9}}{C_{P4.9} - r} \Rightarrow \gamma_{4.9} = \frac{1180.92}{1180.92 - 287}$$

$$\gamma_{4.9} = 1,28$$

Calcul du travail :

$$W_{4.9}(\dot{m}_i + \dot{m}_c) = \dot{m}_i \times W_3 \Rightarrow W_{4.9} = \frac{\dot{m}_i}{(\dot{m}_i + \dot{m}_c)} \times W_3$$

$$W_{4.9} = 816,255 \text{ Kj}$$

Taux de détente :

$$\Pi = \left(\frac{T_{isc}}{T_{i4.9}} \right)^{\frac{\gamma_{4.9}}{\gamma_{4.9}-1}} \Rightarrow \Pi = 2,16$$

Calcul de la pression totale :

$$\Pi = \frac{P_{isc}}{P_{i4.9}} \Rightarrow P_{i4.9} = \frac{P_{isc}}{\Pi}$$

$$\Rightarrow P_{i4.9} = 5,75 \text{ bars}$$

Calcul la variation d'enthalpie totale :

$$\Delta H_i = C_{P4.9}(T_{i4.9} - T_{isc}) \Rightarrow \Delta H_i = 1316.39(1233,15 - 1460.4)$$

$$\Delta H_i = -299.15 \text{ Kj}$$

La vitesse périphérique :

$$U = \sqrt{\frac{\Delta H_i}{\psi \cdot Z_{4.9}}} = \sqrt{\frac{-462,55 \times 10^3}{-1,3 \times 2}} \Rightarrow U = 360.65 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

La vitesse :

$$V_{4.9} = \frac{U}{2} \Rightarrow V_{4.9} = \frac{360.64}{2} \Rightarrow V_{4.9} = 180.32 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

La température statique :

$$T_{4.9} = T_{i4.9} - \frac{1}{2} \frac{V_{4.9}^2}{C_{P4.9}} \Rightarrow T_{4.9} = 1220.80^\circ \text{K}$$

Calcul du nombre de Mach :

$$\frac{T_{i4.9}}{T_{4.9}} = 1 + \frac{\gamma_{4.9}-1}{2} M_{4.9}^2 \Rightarrow M_{4.9} = \sqrt{\left(\frac{T_{i4.9}}{T_{4.9}} - 1 \right) \times \frac{2}{\gamma_{4.9}-1}} = \sqrt{\left(\frac{1233,15}{1220.80} - 1 \right) \times \frac{2}{1,28-1}}$$

$$M_{4.9} = 0,27$$

Calcul de la pression statique :

$$\frac{P_{i4.9}}{P_{4.9}} = \left(1 + \frac{\gamma_{4.9} - 1}{2} M_{4.9}^2\right)^{\frac{\gamma_{4.9}}{\gamma_{4.9}-1}} \Rightarrow P_{4.9} = P_{i4.9} \times \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_{4.9}-1}{2} M_{4.9}^2\right)^{\frac{\gamma_{4.9}}{\gamma_{4.9}-1}}}$$

P_{4.9} = 5.49 bars

Les résultats de la station (4.9) Entrée turbine basse pression :

T _{4.9}	T _{i4.9}	P _{4.9}	P _{i4.9}	M _{4.9}	V _{4.9}	W _{4.9}
1211.86	1233.15	3.89	4.16	0.33	224.23	816

II.2. 8. Station (5) Sortie turbine basse pression :

Z₅ = 5 T_{i5} = 960,94°K
 ψ = -1,3

Calcul de la chaleur spécifique :

C_{P5} = 1292,626 + 204,786 θ₅ - 99,475 θ₅² - 17,65 θ₅³ + 39,359 θ₅⁴

θ₅ = $\frac{T_{i5}-1125}{875}$ ⇒ θ_{4.9} = -0,187 ⇒ C_{P5} = 1251,01 $\left[\frac{j}{kg \cdot ^\circ K}\right]$

Alors le coefficient adiabatique s'écrit

$\gamma_5 = \frac{C_{P5}}{C_{P5} - r}$ ⇒ **γ₅ = 1,30**

Calcul du travail total :

W_{i5}(ṁ_i + ṁ_c) = ṁ_i × W_{i2.5} ⇒ W_{i5} = ΔH_{i5} = $\frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_i + \dot{m}_c} \times \Delta H_{i2.5}$

W_{i5} = -185,99 Kj ≈ -186Kj

Calcul le travail de l'étage :

ΔH_{ie} = W_{ie5} = $\frac{\Delta H_{ie5}}{Z_5}$ ⇒ A. N ΔH_{ie} = $\frac{186}{5}$

ΔH_{ie} = -37,2 kj

La vitesse périphérique :

$$U = \sqrt{\frac{W_{i5}}{\psi \cdot Z_5}} \quad (II.12)$$

$$U = \sqrt{\frac{\Delta H_{i5}}{\psi \cdot Z_5}} \Rightarrow U = 169,16 \left[\frac{m}{s} \right]$$

Calcul de la température statique :

$$T_{i5} = T_5 + \frac{1}{2} \frac{V_5^2}{C_{P5}} \Rightarrow T_5 = T_{i5} - \frac{1}{2} \times \frac{V_5^2}{C_{P5}} \Rightarrow T_5 = 943,54^\circ K$$

Calcul du nombre de Mach :

$$\frac{T_{i5}}{T_5} = 1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \Rightarrow M_5 = \sqrt{\left(\frac{T_{i5}}{T_5} - 1 \right) \times \frac{2}{\gamma_5 - 1}} \Rightarrow M_5 = 0,35$$

Taux de détente :

$$\Pi = \left(\frac{T_{i4.9}}{T_{i5}} \right)^{\frac{\gamma_5}{\gamma_5 - 1}} \Rightarrow A.N \quad \Pi = \left(\frac{1233,15}{960,94} \right)^{\frac{1,34}{1,34 - 1}} \quad \Pi = 2,96$$

Calcul de la pression totale :

$$\Pi = \frac{P_{i4.9}}{P_{i5}} \Rightarrow P_{i5} = \frac{P_{i4.9}}{\Pi}$$

$$P_{i5} = \frac{4.16}{2,67} \Rightarrow P_{i5} = 1,94 \text{ bars}$$

Calcul de la pression statique :

$$\frac{P_{i5}}{P_5} = \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right)^{\frac{\gamma_5}{\gamma_5 - 1}} \Rightarrow P_5 = P_{i5} \times \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right)^{\frac{\gamma_5}{\gamma_5 - 1}}} \Rightarrow P_5 = 1,79 \text{ bar}$$

Les résultats de la station (5) Sortie turbine basse pression :

T₅	T_{i5}	P₅	P_{i5}	M₅	W₅
940.94	960.94	1.44	1.56	0.35	-186

II.2. 9. Station (9) Ejection de flux primaire :

$$M_9 = 1 \quad T_{i9} = T_{i5} = 960.94^\circ\text{K}$$

$$P_9 = P_0 = 0,264 \text{ bar}$$

Calcul de la pression totale :

$$P_{i9} = P_9 \times \left(1 + \frac{\gamma_9 - 1}{2} M_9^2\right)^{\frac{\gamma_{1.8}}{\gamma_{1.8} - 1}} \Rightarrow P_{i9} = 0,499 \text{ bars}$$

Calcul de la Température statique :

$$T_9 = T_{i9} \times \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_9 - 1}{2} M_9^2\right)} \Rightarrow T_9 = 800,78^\circ\text{K}$$

La vitesse :

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma_9 \cdot r \cdot T_9} \Rightarrow V_9 = 567,23 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$$

Les résultats de la station (9) Ejection de flux primaire :

T_9	T_{i9}	P_9	P_{i9}	M_9	V_9
800.78	960.94	0.264	0.499	1	567.23

II.2.10. Station (1.4) Sortie stator Fan :

$$\dot{m}_e = 538,78 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}}\right], \quad \text{Taux de compression du fan : } \tau_{10} = 1,19$$

$$Z_{1.4} = 1 \quad C_{P1.4} = C_{P2.5} = 1001,1 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot ^\circ\text{K}}\right], \quad \gamma_{1.4} = \gamma_{2.5} = 1,4$$

La pression totale :

$$\tau_{10} = \frac{P_{i1.4}}{P_{i1.2}} \Rightarrow P_{i1.4} = \tau_{10} \cdot P_{i1.2} \Rightarrow P_{i1.4} = 0,456 \text{ bar}$$

La vitesse périphérique :

$$U = 2 \cdot V_{1.2} \Rightarrow A \cdot N \quad U = 2.154,11 \Rightarrow U = 308,22 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$$

La variation d'enthalpie :

$$\Delta H_i = \mu \cdot Z_{1.4} \cdot U^2 \Rightarrow \text{A.N} \quad \Rightarrow \quad \Delta H_i = 38 \text{ kj}$$

$$\Delta H_i = C_{P1.4}(T_{i1.4} - T_{i1.2}) \quad \Rightarrow \quad T_{i1.4} = \frac{\Delta H_i}{C_{P1.4}} + T_{i1.2} \quad \Rightarrow \quad T_{i1.4} = 286,2^\circ\text{K}$$

Calcul du rendement isentropique :

$$\eta_{is} = \frac{C_{P2.5} \cdot T_{i1.2}}{\Delta H_i} \left((\tau_{1.4})^{\frac{\gamma_{1.4}-1}{\gamma_{1.4}}} - 1 \right) \quad \Rightarrow \quad \eta_{is} = 0,33$$

Calcul de la température statique :

$$T_{1.4is} = T_{1.2} \times (\tau_{1.4})^{\frac{\gamma_{1.4}-1}{\gamma_{1.4}}} \quad \Rightarrow \quad T_{1.4is} = 248,46^\circ\text{K}$$

$$T_{1.4} = \frac{T_{1.4is} - T_{1.2}}{\eta_{is}} + T_{1.2} \quad \Rightarrow \quad T_{1.4} = 272,42^\circ\text{K}$$

Calcul du nombre de Mach :

$$M_{1.4} = \sqrt{\frac{\left(\frac{T_{i1.4}}{T_{1.4}} - 1\right)}{0,2}} \quad \Rightarrow \quad \text{A.N} \quad M_{1.4} = 0,49$$

Calcul de la pression statique :

$$\frac{P_{i1.4}}{P_{1.4}} = \left(1 + \frac{\gamma_{1.4} - 1}{2} M_{1.4}^2 \right)^{\frac{\gamma_{1.4}}{\gamma_{1.4}-1}} \Rightarrow P_{1.4} = P_{i1.4} \times \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma_{1.4}-1}{2} M_{1.4}^2 \right)^{\frac{\gamma_{1.4}}{\gamma_{1.4}-1}}}$$

$$P_{1.4} = 0,385\text{bar}$$

La vitesse :

$$V_{1.4} = M_{1.4} \sqrt{\gamma_{1.4} \cdot r \cdot T_{1.4}} \quad \Rightarrow \quad V_{1.4} = 162,25 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Les résultats de la station (1.4) Sortie stator Fan :

$T_{1.4}$	$T_{i1.4}$	$P_{1.4}$	$P_{i1.4}$	$M_{1.4}$	$V_{1.4}$
272.42	286.2	0.385	0.456	0.49	162.25

II.2.11. Station (1.8) Ejection de flux secondaire :

$$P_{1.8} = P_0 = 0,264 \text{ bar} \quad T_{i1.8} = T_{i1.4} = 286,2^\circ\text{K}$$

$$M_{1.8} = 1$$

Calcul de la pression totale :

$$P_{i1.8} = P_{1.8} \times \left(1 + \frac{\gamma_{1.8} - 1}{2} M_{1.8}^2 \right)^{\frac{\gamma_{1.8}}{\gamma_{1.8} - 1}}$$

$$P_{i1.8} = 0,264 \times \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} (1)^2 \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}$$

$$P_{i1.8} = 0,5 \text{ bars}$$

Calcul de La température statique :

$$\frac{T_{i1.8}}{T_{1.8}} = 1 + \frac{\gamma_{1.8} - 1}{2} M_{1.8}^2 \Rightarrow T_{1.8} = T_{i1.8} \times \frac{1}{1 + \frac{\gamma_{1.8} - 1}{2} M_{1.8}^2}$$

Application numérique :

$$T_{1.8} = 286,2 \times \left[\frac{1}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} \times (1)^2} \right] \Rightarrow T_{1.8} = 238,5^\circ\text{K}$$

La vitesse :

$$V_{1.8} = M_{1.8} \sqrt{\gamma_{1.8} \cdot r \cdot T_{1.8}}$$

$$V_{1.8} = 1 \times \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 238,5}$$

$$V_{1.8} = 309,56 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Les résultats de la station (1.8) Ejection de flux secondaire :

$T_{1.8}$	$T_{i1.8}$	$P_{1.8}$	$P_{i1.8}$	$M_{1.8}$	$V_{1.8}$
238.5	960.94	0.264	0.5	1	309.56

II.3. Poussées et performances des stations :

Après le calcul des différents paramètres des stations, maintenant nous allons procéder aux calculs des performances.

La Poussée :

$$F = \dot{m}_e(v_{1,8} - v_0) + \dot{m}_1(v_9 - v_0) + \dot{m}_c v_9 \quad (\text{II.13})$$

$$F = 538,78 \times (309,56 - 224,57) + 127,06 \times (567,23 - 224,57) + 2,74 \times 567,23$$

$$F = 90883,502 \text{ N}$$

Poussée spécifique :

C'est la poussée par unité de débit massique du gaz éjecté par le réacteur

$$F_{Sp} = \frac{F}{\dot{m}_e + \dot{m}_c} \quad \text{En [N.s/kg]} \quad (\text{II.14})$$

$$F_{Sp} = \frac{90883,502}{538,78 + 2,74} \Rightarrow F_{Sp} = 167,83 \left[\text{N} \cdot \frac{\text{s}}{\text{kg}} \right]$$

Consommation (horaire _ spécifique) :

a. Consommation massique horaire (CH) :

$$C_H = 3600 \cdot \dot{m}_c \quad \text{En (kg combustible/h).}$$

$$C_H = 3600 \times 2,74 \Rightarrow C_H = 9864 \left[\frac{\text{kg}}{\text{h}} \right]$$

b. Consommation spécifique (C_{sp}) :

$$C_{sp} = \frac{C_H}{F} \left[\frac{\text{kg}}{\text{h.N}} \right] \quad (\text{II.15})$$

$$C_{sp} = \frac{9864}{90884} \Rightarrow C_{sp} = 0,109 \left[\frac{\text{kg}}{\text{N.h}} \right]$$

❖ **Puissances d'un Turboréacteur double flux :**

1. Puissance calorifique (P_c) :

$$P_C = \dot{m}_c \cdot P_{CI} \tag{II.16}$$

$$P_C = 2,74 \times 44. 10^6 \quad \Rightarrow \quad P_C = 120560 \text{ Kw}$$

2. Puissance de Combustion (P_u) :

On définit aussi la puissance de combustion par :

$$P_u = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \cdot C_{P'} \cdot (T_{t_f} - T_{t_i}) \tag{II.17}$$

3. Puissance thermique théorique : (P_{tt})

$$P_{\text{therm}} = P_C - [\dot{m}_i \cdot C_P(T_9 - T_0) + \dot{m}_e \cdot C_P(T_{1.8} - T_0)] \tag{II.18}$$

$$P_{\text{therm}} = 120560 - [127,06 \times 1 \times (800,78 - 223,15) + 538,78 \times 1 \times (238,5 - 223,15)]$$

$$P_{\text{therm}} = 38896,1 \text{ Kw}$$

4. Puissance thermique réelle : (P_{tr})

$$P_{\text{tr}} = \frac{1}{2} \dot{m}_i (V_9^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_e \cdot (V_{1.8}^2 - V_0^2) \tag{II.19}$$

$$P_{\text{tr}} = \frac{1}{2} \times [127,06 \times ((567,23)^2 - (224,57)^2) + 538,78 \times ((309,56)^2 - (224,57)^2)]$$

$$P_{\text{tr}} = 29465,99 \text{ kw}$$

5. Puissance de propulsion : (P_p)

$$P_P = F_{\text{doubleflux}} \cdot V_0 \tag{II.20}$$

$$P_P = 90884 \times 224,57 \quad \Rightarrow \quad P_P = 20409,819 \text{ kw}$$

Les rendements :▪ **Rendement thermique théorique :**

D'après la formule (I.12) nous avons : $\eta_{th} = \frac{P_{tht}}{P_{cal}}$

$$\eta_{th} = \frac{38896.1}{120560} \quad \eta_{th} = 0,32$$

▪ **Rendement réel :**

D'après la formule (I.13) nous avons : $\eta_{thr} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}}$

$$\eta_{thr} = \frac{29465.99}{120560} \quad \eta_{thr} = 0,2444$$

▪ **Rendement interne :**

D'après la formule (I.14) nous avons : $\eta_{in} = \frac{P_{thr}}{P_{tht}}$

$$\eta_{in} = \frac{29465.99}{38896.1} \quad \eta_{in} = 0,76$$

▪ **Rendement de propulsion :**

D'après la formule (I.15) nous avons : $\eta_p = \frac{P_p}{P_{thr}}$

$$\eta_p = \frac{20409.819}{29465.99} \quad \eta_p = 0,6927$$

▪ **Rendement global :**

D'après la formule (I.16) nous avons : $\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}}$

$$\eta_g = \frac{20409.819}{120560} \quad \eta_g = 0,16929$$

Conclusion :

L'étude thermodynamique du turboréacteur nous a permis, malgré toutes les difficultés rencontrées, de bien évaluer nos connaissances dans ce vaste domaine de la mécanique de propulsion par l'application des différentes lois agissant sur les transformations dans chaque partie du turboréacteur qui sont considérées comme indépendantes l'une de l'autre.

Chapitre III

Refroidissement des aubes

Introduction :

Les turbines fonctionnent de nos jours sous des conditions de température de plus en plus élevée venant des chambres de combustion. Ces valeurs élevées de températures dépassent souvent la limite thermique admissible par les matériaux couramment utilisés.

Les températures imposées aux aubes des premiers étages de turbines sont généralement très élevées, celles-ci exposent ces dernières à des effets thermiques néfastes poussant les constructeurs continuellement à améliorer les techniques de refroidissement des aubes. Il est vrai qu'en augmentant la température des gaz à l'entrée des turbines, on augmente le rendement, les performances des machines et on améliore aussi la puissance et la consommation en carburant avec une réduction sensible des gaz polluants. Ainsi, la tendance générale actuelle des constructeurs est la conception de machines fonctionnant à des températures d'entrée de plus en plus élevées. Ceci a conduit par conséquent, à la recherche permanente de nouveaux matériaux à résistance thermique élevée et améliorer sans cesse, les techniques de refroidissement. Cette tâche se trouve conditionnée par une bonne et profonde compréhension du phénomène de transfert de chaleur dans les aubes de turbines.

Le présent chapitre s'intéresse au refroidissement des aubes de la turbine HP ; ces dernières font partie des composants les plus exposés à ces effets thermiques. Leur protection nécessite l'application d'un refroidissement efficace et continu. Parmi toutes les méthodes de refroidissement qui existent aujourd'hui, tant dans les moteurs aéronautiques que dans les turbines à gaz stationnaires, les constructeurs emploient la technique du refroidissement interne par convection forcée, qui continue toujours à avoir un intérêt certain, même s'il s'agit historiquement de l'approche la plus ancienne.

III.1. Historique sur le système de refroidissement :

Durant les trente dernières années l'aviation militaire et civile s'est orientée vers l'utilisation des turboréacteurs avec soufflante travaillant à haute température. Pour un turboréacteur simple flux ou double flux, l'augmentation de la température des gaz à l'entrée turbine va toujours produire une augmentation de poussée spécifique. Cependant comme la température entrée turbine augmente la durée de vie des aubes diminue. Pour y remédier à cela il faut :

- Améliorer les propriétés des matériaux.
- Refroidir les aubes.

Avant la seconde guerre mondiale, l'efficacité des compresseurs et des turbines était modeste, car les températures que pouvaient supporté les turbines ne dépassaient guère 400°C donc les résultats en bilan économique ne pouvaient être que marginaux.

Mais la métallurgie continuait à progresser et au début de la seconde guerre mondiale naissait un nouveau type de propulseur aéronautique. La propulsion proprement dite n'est pas dissociée (hélice et moteur). C'est le même fluide qui réalise le cycle thermique générateur d'énergie et la propulsion par l'accroissement de sa quantité de mouvement.

En 1960 un changement notable au niveau de l'augmentation de la température entrée turbine a été réalisé par ROLLS ROYCE. C'est donc l'apparition des moteurs CONWAY qui a marqué le début d'une nouvelle ère dans l'aviation avec le refroidissement des aubes turbine.

Cette nouvelle technologie a permis l'augmentation de la poussée spécifique autorisant ainsi les vols à deux et trois fois la vitesse du son.

En 1970 les températures obtenues à l'entrée turbine atteignaient 1150°C permirent le vol MACH 2 (AVION CONCORDE).

Il est connu que la puissance de la turbine dépend de la température des gaz à l'entrée de celle-ci. Ainsi pour augmenter la puissance les lois thermodynamiques ont conduit à rechercher une température entrée turbine la plus élevée possible.

Le niveau de température est cependant limité, à durée de vie donnée par la technologie disponible. Un volume important de travaux de recherche est donc à réaliser dans le but de repousser les barrières technologiques.

Les matériaux utilisés doivent supporter à la fois :

1. Les températures élevées.
2. Les contraintes (mécaniques, thermiques, chimiques).

Les alliages réfractaires très spécifiques et des procédés très pointus (métallurgie des poudres pour les disques, coulée microcristalline pour les aubes) sont ainsi mis au point. L'efficacité des circuits de refroidissement doit être maximale car un prélèvement sur le cycle de l'air nécessaire s'accompagne d'une perte de rendement global, c'est là encore un domaine de prédilection pour l'aérodynamique et ses méthodes de simulation numérique.

Les parties du turboréacteur qui ont reçu un intérêt particulier par le refroidissement sont les aubes de turbines. Celles-ci peuvent être refroidies par différentes méthodes, chacune d'elle utilise un fluide de refroidissement qui passe à travers l'aube afin que celle-ci garde sa résistance.

Le refroidissement avec du liquide est plus efficace mais une installation de refroidissement de ce genre dans l'aviation est très complexe. Cependant le refroidissement par air est très souvent utilisé car il permet une efficacité appréciable.

L'air venant du compresseur est introduit dans les aubes de turbine par leurs racines. En entrant dans l'aube l'air refroidit aussi le bord du disque de la turbine, la grille d'entrée et l'enveloppe de la turbine est aussi refroidie.

Les critères d'un bon refroidissement découlent des principes de transfert de chaleur dans une conduite fermée. Par conséquent pour obtenir un grand échange de chaleur dans de tels systèmes il est nécessaire de satisfaire les deux exigences suivantes :

1. Un écoulement du fluide de refroidissement bien étudié.
2. Une grande surface de transfert.

III.2. Généralités sur le système de refroidissement :

La recherche de rendements plus élevés pour les moteurs d'avion a provoqué l'augmentation de la température des gaz à l'entrée turbine. Dans ces conditions les aubages de turbines doivent être refroidies pour garder leur intégrité et atteindre les objectifs de durée de vie.

Grâce aux développements des équations de transfert de chaleur, des nouvelles techniques furent appliquées dans le domaine aéronautique. Il est clair que la tendance principale pour l'amélioration du rendement thermique d'un turboréacteur est l'augmentation de la température entrée turbine. Dans ces conditions un système de refroidissement est décisif pour la fiabilité de la turbine, or ceci est déterminé par des méthodes correctes de calcul des échanges thermiques qui ont pour objet l'étude de la propagation de la chaleur.

Le désir d'obtenir une grande poussée par unité de débit d'air exige une augmentation sensible de la température entrée turbine, si cette augmentation est accompagnée d'une augmentation de taux de compression du compresseur, alors on aura une amélioration de la consommation du combustible.

Le fonctionnement à haute température à l'entrée de la turbine permet :

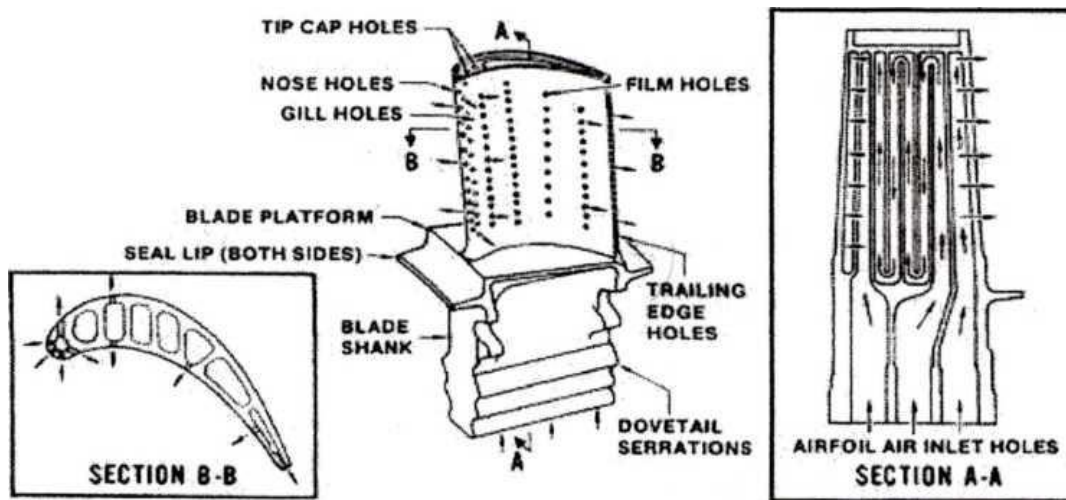
- De réduire pour une poussée donnée, les dimensions et le poids du moteur.
- D'augmenter le rayon d'action de l'avion.

L'utilisation de matériaux plus résistants aux sollicitations thermiques a engendré une légère augmentation de température à l'entrée turbine, les engins récents admettent une très grande température grâce à l'utilisation des aubes refroidies. Cependant la résistance mécanique du matériau à haute température est un facteur limitatif pour une telle augmentation.

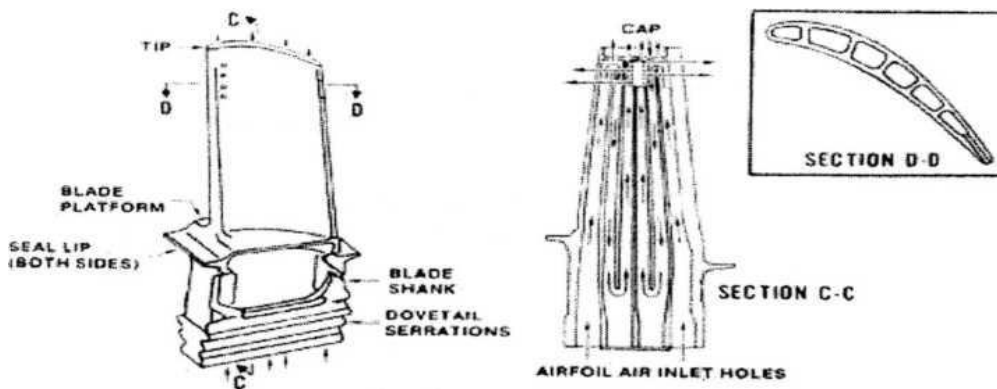
Pour parer à une telle éventuelle destruction de la turbine, les constructeurs ont eu recours à des aubes creuses refroidies par circulation d'air. Un tel système reste très efficace si on dispose à volonté d'excellents alliages du fait qu'il permet d'accroître la température entrée turbine.

III.3. Description d'aube:

La figure 3.1 montre les différentes sections de l'aube et la répartition des trous.



STAGE 1 HPT BLADE



STAGE 2 HPT BLADE

Figure III.1. Les différentes sections de l'aube

III.4. Paramètres influençant la conception d'aubes refroidies par air :

Pour concevoir une aube refroidie par air, différents facteurs doivent être pris en considération pour avoir un produit fini satisfaisant. Ces facteurs sont :

1. L'aérodynamique de l'aube.
2. Le choix du fluide réfrigérant.
3. Les conditions d'approvisionnement du fluide réfrigérant.
4. La configuration géométrique des fentes de refroidissement.
5. Les propriétés des matériaux.
6. Les contraintes sur l'aube.

III.5. Aérodynamique de l'aube :

L'aérodynamique est la discipline fondamentale qui régit la conception des turbines. Les écoulements internes y sont en effet très complexes, visqueux et turbulents.

L'aérodynamique de la turbine affecte le refroidissement des aubes en trois points principaux :

1. Elle définit la forme du profil sur laquelle la configuration du refroidissement est réalisée.
2. Elle fixe le coefficient de transfert de chaleur extérieur et sa distribution.
3. Elle fixe le niveau de température relative à l'aube du rotor.

Le transfert de chaleur des gaz à l'aube autour de son profil est déterminé par son coefficient de transfert (la quantité de chaleur transférée par unité de surface par unité de temps par unité de différence de température entre le gaz et la surface) ce dernier varie autour du profil de l'aube.

Les valeurs importantes du coefficient de transfert se trouvent sur le bord d'attaque où la couche limite est mince et laminaire. En développant la couche limite autour de l'aube le coefficient de transfert diminue en passant par le régime transitoire et augmente à nouveau au régime turbulent.

Un facteur très important pour le refroidissement de l'aube apparaît du fait que les aubes tournent. A cause de cette rotation la température des aubes est quelque peu inférieure à la température totale des gaz relative à l'aube de la turbine.

III.6. Choix du matériau d'aube :

▪ Les superalliages

On désigne par superalliages une catégorie de matériaux réfractaires présentant un ensemble de propriétés mécaniques et physiques à haute température, les rendant aptes à la fabrication des pièces de turbomoteur, d'engins spéciaux et même des avions supersoniques. Le domaine de température d'utilisation de ces alliages commence vers 600°C.

Plusieurs classes de superalliages existent de nos jours, cependant la classe la plus utilisée et la plus importante a priori dans la construction des turbines à gaz est celle à base de nickel. En effet le nickel comme élément de base présente un intérêt particulier puisqu'il présente d'excellentes propriétés de plasticité et de résistance à chaud.

En fait employé seul le nickel n'est pas satisfaisant parce qu'il ne possède pas les propriétés requises pour un superalliage par conséquent il est toujours additionné à d'autres éléments d'addition qui permettent donc d'acquies ces propriétés :

- Une bonne résistance au fluage.
- Une bonne résistance à la corrosion.
- Une bonne résistance à l'oxydation.
- Une bonne résistance à la fatigue thermique.
- Une bonne résistance aux chocs thermiques.
- Une absence de fragilité excessive.
- Une densité relativement faible.

III.7. Contraintes d'aube :

En concevant une aube refroidie pour un moteur aérien le système de refroidissement doit satisfaire des critères de conception qui sont dictés par trois contraintes et qui sont :

- a. Le fluage.
- b. La fatigue thermique.
- c. L'oxydation et la corrosion.

Les trois contraintes sont dépendantes de la température ou de la différence de température quoique d'autres facteurs comme la géométrie de l'aube et les contraintes soient toutes aussi importantes.

a. Le fluage :

C'est un arrangement cristallin au sein du matériau entraînant une déformation résiduelle sous l'effet simultané de la température, de l'effort et leur temps d'application. Un fluage excessif peut amener la rupture du métal. C'est donc le matériau des aubes qui impose d'abaisser la température des gaz de combustion par dilution.

L'obtention de températures élevées peut être obtenue par les deux moyens suivants :

- Refroidir les aubes.
- Améliorer les matériaux.

Bien souvent les deux actions sont menées de front.

b. Résistance à la fatigue thermique :

La fatigue thermique est définie comme étant la fissure du matériau causée par l'intermittence de refroidissements et de réchauffements répétés qui induisent des efforts thermiques internes périodiques. En plus des sollicitations causées par des charges mécaniques externes contribuent à la rupture par la fatigue thermique.

Chaque cycle de fatigue thermique est une combinaison complexe de changements de sollicitations, déformations, températures et propriétés des matériaux. Dans un turboréacteur l'aube de turbine est exposée à une température des gaz variable qui induit

une variation de température du métal. La présence de trous de refroidissement et la variation du coefficient de transfert de chaleur autour de l'aube donne naissance à une distribution non uniforme de la température dans la section de l'aube. Ces non uniformités de la température cause des contraintes de traction et de compression thermique. La magnitude des contraintes thermiques dépend de la différence de température et des propriétés des matériaux.

c. *L'oxydation et la corrosion :*

C'est un critère relativement simple qui peut-être délicat à satisfaire. Prévenir des niveaux excessifs d'oxydation requière qu'aucune partie de la surface de l'aube ne doive dépasser une certaine température limite à n'importe quel instant. Cette température est fonction du revêtement anticorrosion utilisé.

La corrosion à haute température est définie comme étant une attaque accélérée à effets catastrophiques des superalliages engendrée par les composants des gaz chauds de combustion. Le phénomène est particulièrement aigu dans des températures de 760 à 1000°C et affecte principalement les turbines à gaz.

Généralement pour les matériaux et revêtements utilisés pour les aubes de turbines la température limite est comprise entre 1027 et 1057°C. Dans certains cas la corrosion est aggravée par le milieu où opère la turbine qui peut-être pollué par les composants de sulfure et chlore.

Dans ces deux cas il peut y avoir de la corrosion à des températures aussi basses que 797°C. Le facteur prépondérant à cette attaque est la condensation des produits alcalins notamment « Na_2SO_4 » qui provient de différentes sources :

- Absorption de sel dans un environnement marin.
- Formation de Na_2SO_A pendant la phase combustion d'un carburant de soufre associé au sodium comme élément contaminant d'origine extérieure.
- Il est clair que le phénomène de corrosion à haute température réduit sensiblement la durée de vie des pièces exposées, un traitement s'impose à priori pour réduire la vitesse d'attaque, cette prévention consiste à :
 - Développer des nuances d'alliages à haute résistance à la corrosion.
 - Revêtement des surfaces par alliages notamment à base d'aluminium, de chrome, de nickels additionnés de silicium.

Les exigences permettant d'avoir une durée de vie satisfaisante des aubes de turbines Sont :

1. La température supérieure que peut atteindre l'aube doit être inférieure à la limite de la température de la corrosion.
2. La température moyenne de l'aube doit être assez basse pour atteindre la durée de vie au fluage sous le niveau de charge centrifuge opérationnel.

3. Les différences de températures de l'aube dans une section refroidie sous les conditions des états transitoires et permanents doivent être aussi basses que possible afin d'éviter une grande fatigue thermique.

III.8. système de refroidissement :

8.1 Choix du réfrigérant :

Il y a deux façons de refroidir les aubes. Le choix du réfrigérant divise le système de refroidissement en deux catégories :

- Refroidissement par liquide.
- Refroidissement par gaz.

Pour les systèmes de refroidissement utilisant un réfrigérant liquide, les liquides souhaitables sont :

- 1) L'eau.
- 2) Les métaux liquides.
- 3) Le refroidissement à gaz est exclusivement réalisé par air prélevé du cycle moteur au niveau du compresseur.

8.2. Refroidissement par liquide :

Cette méthode de refroidissement est actuellement abandonnée, elle présente l'inconvénient de nécessiter des aubes creuses et de plus le liquide de refroidissement qui l'eau (l'eau possède une forte chaleur latente d'évaporation) doit être évaporée ce qui diminue la charge marchande. Dans ce cas il est impossible d'éliminer la corrosion et la formation de dépôts et il est très difficile d'avoir une surface d'échange adéquate.

Le mode de refroidissement interne par un réfrigérant liquide peut-être divisé en deux phases :

- Convection forcée.
- Convection libre.

8.3. Refroidissement par air :

- **Condition d'approvisionnement en réfrigérant :**

Il existe deux méthodes d'alimentation en air de refroidissement utilisées pour l'approvisionnement des aubes :

- a. Alimentation pré-tourbillonnaire.
- b. Alimentation à haute pression.

8.4.Choix du système de refroidissement par air :

De l'air frais est prélevé d'un ou plusieurs étages du compresseur haute pression et cheminé jusqu'aux aubes statoriques et rotoriques de la turbine. On distingue trois grands procédés :

- 1-Refroidissement par convection forcée.
- 2-Refroidissement par film.
- 3-Refroidissement par transpiration.

1. Refroidissement par convection forcée :

Le refroidissement de la paroi de l'ailette est assuré par échange de calories entre les gaz chauds extérieurs à la paroi et les gaz frais circulants à l'intérieur de l'aubage et rejeté au bord de fuite.

2. Refroidissement par film protecteur :

Tous les types de refroidissement précédents par convection et par circulation d'air frais à l'intérieur de l'ailette.

Afin de protéger la paroi externe de l'aube on prélève sur les canaux internes (ou cavités) un débit d'air qui projeté à l'extérieur du bord d'attaque crée une paroi fluide entourant l'ailette, isolant ainsi la paroi externe des gaz chauds.

Le film protecteur peut-être obtenu par trois méthodes :

- 1- Injection discrète de l'air dans divers endroits le long de la surface d'aspiration.
- 2- Injection uniforme (champ d'action total du film) sur la surface de l'aube.
- 3- Refroidissement par transpiration.

Le refroidissement par film protecteur est le type de refroidissement qui actuellement donne les meilleurs résultats.

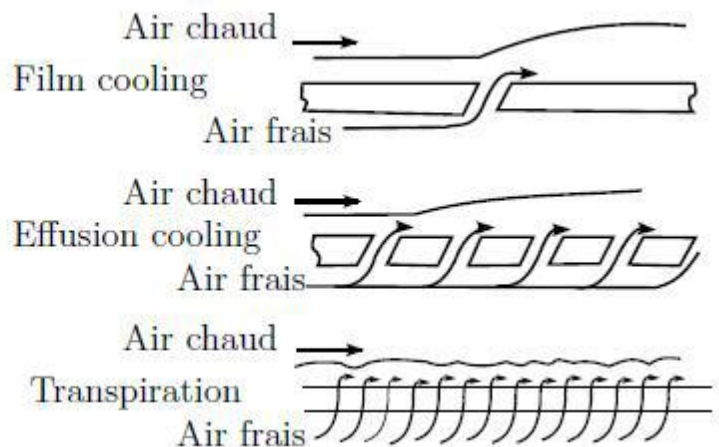


Figure III.2: Aube refroidie par film

3. Refroidissement des bords d'attaque par pulvérisation

L'un des meilleurs moyens d'augmenter les coefficients de transfert interne consiste en l'application de la pulvérisation.

C'est la pulvérisation des jets d'air sur la surface interne des parois à refroidir à partir de tubes internes.

4. Refroidissement par transpiration

Le meilleur système de refroidissement est en réalité basé sur l'utilisation d'un matériau poreux qui laisse passer l'air frais partout où le refroidissement est nécessaire : c'est le refroidissement par transpiration (figure 1.2b). Malheureusement, ce système idéal est inutilisable en pratique dans les turbines à gaz aéronautiques pour des raisons économiques et technologiques : les matériaux poreux coûtent cher et leur résistance mécanique reste faible.

Le refroidissement par transpiration n'est donc pas utilisé mais son principe est à l'origine des systèmes de refroidissement par effusion discrète, c'est à dire en injectant de l'air par des petits orifices. C'est le principe de la multi-perforation (voir figure 1.2c) : la paroi est percée de perforations de petit diamètre (typiquement 0.5 mm), par lesquelles l'air est injecté. Les jets ainsi créés côté chambre de combustion coalescent et forment le film de protection à la paroi. La multi-perforation reprend le principe du refroidissement par transpiration à travers un poreux, puisqu'elle protège la zone dans laquelle elle est utilisée, et pas uniquement en aval, comme dans le cas du refroidissement par film. Ce système de refroidissement permet de combiner les effets de la convection cote contournement de la chambre de combustion (à l'extérieure), la convection interne à travers les perforations, et la formation d'un film de protection à la paroi cote chambre de combustion.

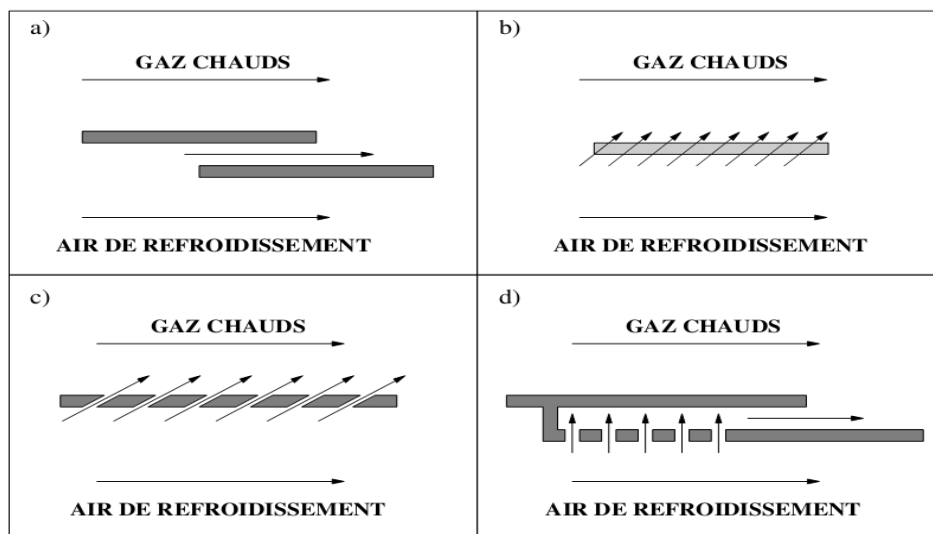


Figure III.8. Exemples de systèmes de refroidissement.

- (a) refroidissement par film.
- (b) refroidissement par transpiration à travers un matériau poreux
- (c) refroidissement par multi-perforation.
- (d) refroidissement impact et film.

Dans le système de refroidissement par transpiration l'air est forcé à travers les parois poreuses de l'aube. Ce système de refroidissement constitue le raisonnement idéal puisqu'il comporte presque 100% du système convectif efficace. Cependant les matériaux courants et problème de fabrication avec les critères de performances justifient l'impossible application de ce type de système dans les aubes de turbine.

Conclusion

La recherche des rendements plus élevés pour les moteurs aéronautiques a exigé l'augmentation de la température des gaz chauds provenant de la chambre de combustion. Ses hautes températures imposées aux aubes des premiers étages des turbines HP, dépassent souvent la limite thermique admissible par les matériaux couramment utilisés et exposent ces derniers à des effets thermiques néfastes.

Dans ces conditions les aubes des turbines doivent être refroidies pour garder leur intégrité et atteindre les objectifs de durée de vie, ainsi la tendance actuelle des constructeurs est la conception des machines fonctionnant à des températures de plus en plus élevées, ceci a conduit par conséquent à la recherche de nouveaux matériaux à résistance thermique élevée et à améliorer continuellement les techniques de refroidissement.

Chapitre IV

Calcul des
performances
avec le refroidissement

IV. Introduction :

Le refroidissement turbine est obtenu par circulation d'air en provenance du compresseur. On distingue deux grands procédés, la convection interne et le film protecteur, comme nous avons déjà vu dans le chapitre précédant, les différents procédés de refroidissement des aubes de turbine du Turbo FAN CF6-80E1. Parmi ces procédés nous citons le refroidissement par convection forcée, ce dernier consiste à assurer un échange de calories entre l'air chaud extérieur à la paroi et l'air froid circulant à l'intérieur de l'aube et rejeté au bord de fuite.

L'échange s'effectue à travers des trous circulaires de diamètre « d » alignés parallèlement, comme le montre la figure 4.1.

Notre travail consiste à étudier l'effet du changement du diamètre « d » des trous le débit de refroidissement et par conséquent sur les performances du Turbo FAN CF6-80E1.

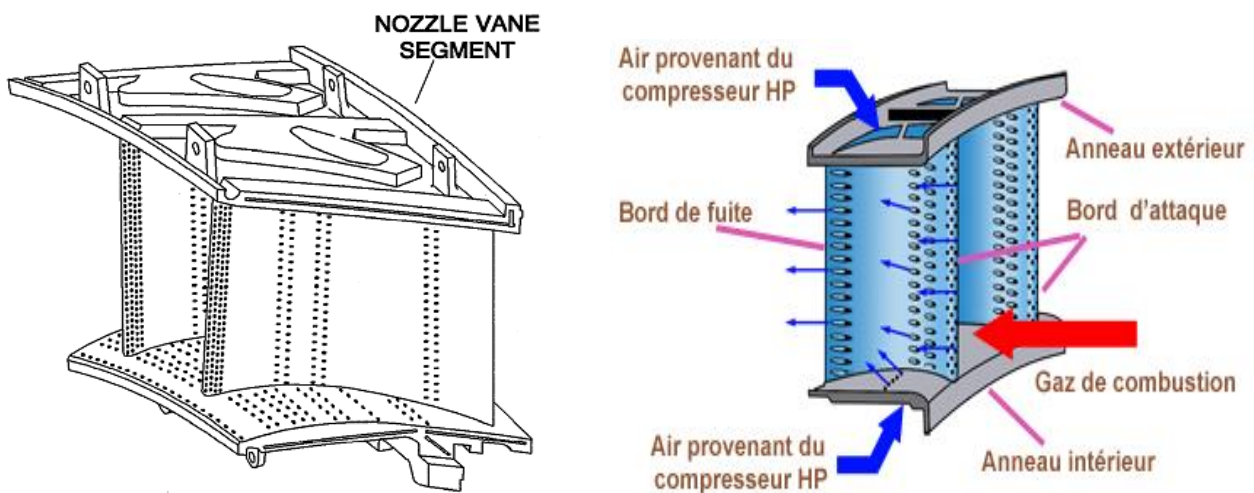


Fig.4 .1 .Représentation de l'aubage de la HPT. [1]

IV.1. Calcul préliminaire :

Pour calculer les performances du Turbo FAN, il faut passer par le calcul de quelque paramètre intermédiaire. Ces derniers, nécessite les caractéristiques de l'écoulement interne et du débit de refroidissement déjà calculer au chapitre II.

❖ *Caractéristiques de l'écoulement interne (sortie chambre de combustion)*

- La pression totale : $P_{isc} = 12,38$ bars
- La température totale : $T_{isc} = 1460,4$ °K
- Le nombre de Mach : $M_{sc} = 0,32$
- Le coefficient adiabatique : $\gamma_{sc} = 1,27$
- Le débit d'air : $\dot{m}_i = 127,06 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$

❖ *Caractéristiques du débit de refroidissement (sortie compresseur HP)*

- La température d'air : $T_{i3} = 895,94$ °K
- Le nombre de Mach : $M_{sc} = 0,51$
- Le coefficient adiabatique : $\gamma_3 = 1,39$
- La masse volumique : $\rho_3 = 4,11 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$
- La viscosité dynamique : $\mu_3 = 4,02 \times 10^{-5} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$
- La chaleur massique : $C_{p3} = 1020,59 \left[\frac{\text{j}}{\text{kg} \cdot \text{°K}} \right]$
- La vitesse : $V_3 = 294,59 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$

IV.1. 1. Le calcul du débit de refroidissement :

Le débit de refroidissement ne doit pas dépasser 3% du débit primaire \dot{m}_i , et qui se calcule suivant par la méthode suivante :

$$\dot{m}_{dist} = \dot{m}_{aube} \times n_{aube}$$

Où :

- \dot{m}_{dist} : Débit totale de refroidissement par distributeur.
- \dot{m}_{aube} : Débit par aube, il est égal à $\dot{m}_{aube} = \rho_3 \times V_3 \times S_{trous} \times n_{trous}$
- n_{trous} : Le nombre de trous par aube, il est égal à 355. [1]
- n_{aube} : Le nombre d'aube qui est égal à 46 dans le distributeur. [1]

Le diamètre d est compris entre 0,3 et 0,6 mm, on fait varier ce dernier afin d'obtenir $\dot{m}_{dist} \leq 3\% \times \dot{m}_i$, les résultats sont représentées dans le tableau suivant :

d [mm]	Débit par aube \dot{m}_{aube}	\dot{m}_{dist} : Débit totale de refroidissement	Le pourcentage %
0,32	0,0361	1,6622	1,30
0,34	0,0408	1,8765	1,47
0,36	0,0457	2,1038	1,65
0,38	0,0509	2,3440	1,84
0,40	0,0564	2,5972	2,04
0,42	0,0622	2,8635	2,25
0,44	0,0683	3,1427	2,47
0,46	0,0746	3,4349	2,70
0,48	0,0813	3,74	2,94

IV.1. 2. Calcul du flux de chaleur échangé :

$$q = h(T_f - T_p) \tag{IV.1}$$

Pour calculer le débit on doit d'abord calculer T_f

$$T_f = T_{isc} \times \left(1 + r \cdot \frac{(\gamma-1)}{2} \times M^2 \right) \tag{IV.2}$$

$r = 0,88$ Pour un écoulement turbulent

$T_p = 1300^\circ K$ (Dans le cas le régime croisière et dans une altitude donnée, la température T_p est constante)

$T_{isc} = 1460^\circ K$

$T_f = 1478,16^\circ K$

- **Calcul du nombre de Reynolds :**

$$Re = \rho \cdot V \cdot \frac{d}{\mu} \tag{IV.3}$$

$$Re = \frac{4,11 \times 307,95 \times (0,3 \cdot 10^{-3})}{4,02 \cdot 10^{-5}} = 9445,3$$

- **Calcul du nombre de Stanton :**

$$\bar{st} = \frac{0,514}{1+0,0426 \cdot \left(\frac{l}{d}\right)} (Re)^{-0,4} \tag{IV.4}$$

$$\frac{l}{d} \leq 15; \text{ On a pris } \frac{l}{d} = 15$$

On prend $d = 0,3\text{mm}$ alors $L = 4,5\text{mm}$

$$\text{Donc : } \bar{st} = \frac{0,514}{1+0,0426 \cdot (15)} (9445,33)^{-0,4} = 0,00806$$

▪ **Calcul du coefficient de chaleur h :**

Nous avons aussi

$$\bar{st} = \frac{h}{\rho \cdot C_p \cdot V} \tag{IV.5}$$

$$h = \bar{st} \times \rho \cdot C_p \cdot V \Rightarrow \text{A.N: } h = 0,00806 \times 4,11 \times 1020,59 \times 307,95$$

$$h = 10411,38 \left[\frac{W}{m^2 \cdot ^\circ K} \right]$$

D'après la relation (IV.1) on a : $q = 10411,38(1478,16 - 1300)$

$$q = 1854,89 \left[\frac{kw}{m^2} \right]$$

Et voici maintenant les valeurs de R_e , \bar{st} et h en fonction des différentes valeurs de « d ».

d [mm]	R_e	\bar{st}	h
0,32	10075,02	0,00805	10398,54
0,34	10704,71	0,00803	10378,12
0,36	11334,4	0,00801	10350,86
0,38	11964,08	0,00798	10318,10
0,4	12593,77	0,00795	10280,93
0,42	13223,46	0,00792	10240,21
0,44	13853,15	0,00789	10196,68
0,46	14482,84	0,00785	10150,91
0,48	15112,53	0,00782	10103,4

IV.1. 3. Calcul de T_f et T_{isc}

Pour calculer la valeur de T_f , on fixe la valeur de chaleur échangé obtenue pour $d = 0,3\text{mm}$ et on fait varier la valeur de « h » qui dépend au diamètre « d », nous aurons alors :

D'après la relation IV.1 on a :

$$T_f = \frac{q}{h} + T_p \tag{IV.6}$$

Pour la valeur de T_{isc} , nous la calculons comme suit :

D'après la relation IV.2 on a :

$$T_{isc} = T_f \cdot \frac{1}{\left(1+r \cdot \frac{(y_{sc}-1)}{2} \times M_{sc}^2\right)} \tag{IV.7}$$

Les résultats obtenus sont représenté dans le tableau suivant :

d [mm]	T_f [°K]	T_{isc} [°K]
0,32	1478,38	1460,7
0,34	1478,73	1461,05
0,36	1478,20	1461,51
0,38	1478,77	1462,08
0,4	1478,42	1462,72
0,42	1478,13	1463,43
0,44	1478,91	1464,19
0,46	1482,73	1465
0,48	1483,6	1465,85

IV.2. Calcul des variations des paramètres dans les performances :

IV.2. 1. La température $T_{4,9}$ à la sortie de la turbine HP :

La température à la sortie de la turbine haute pression est donnée par la relation suivante :

$$T_{SHPT} = T_{eHPT} + \Delta T_{CF} + \Delta T_{CM} + (n - 1) \cdot \Delta T_{etg} \quad (IV.8)$$

Où :

T_{eHPT} : La température à l'entrée de la turbine haute pression

T_{SHPT} : La température à la sortie de la turbine haute pression

ΔT_{CF} : La variation de la température dans les canaux fixe (stator)

ΔT_{CM} : La variation de la température dans les canaux mobile (rotor)

n : nombre d'étage de la turbine, (n = 2 pour la turbine HP)

$$\Delta T_{CF} = -55^\circ\text{K} ; \Delta T_{CM} = -55^\circ\text{K} ; T_{etg} = -110^\circ\text{K}$$

La température $T_{4,9}$ à la sortie de la station 4.9 (sortie ensemble BP (HP)) est présentée dans le tableau suivant :

d [mm]	T_{eHPT}	T_{SHPT}
0,32	1460,7	1240,7
0,34	1461,05	1241,05
0,36	1461,51	1241,51
0,38	1462,08	1242,08
0,4	1462,72	1242,78
0,42	1463,43	1243,43
0,44	1464,19	1244,19
0,46	14605	1245
0,48	1465,85	1245,85

IV.2. 2. Calcul de température T_5 à la sortie de l'ensemble BP :

$n = 5$ Pour la turbine basse pression

$$T_{i5} = T_{SHPT} + \Delta T_{CF} + \Delta T_{CM} + (n - 1) \cdot \Delta T_{etg} \quad (IV.9)$$

$$\Delta T_{CF} = -26,315^\circ\text{K}; \Delta T_{CM} = -26,315^\circ\text{K}; \Delta T_{etg} = -52,6^\circ\text{K}$$

La température T_5 à la sortie de la station 5 (sortie ensemble BP) est présentée dans le tableau suivant :

d [mm]	T_{SHPT}	T_{i5}
0,32	1240,7	977,55
0,34	1241,05	977,90
0,36	1241,51	978,36
0,38	1242,08	978,93
0,4	1242,78	979,63
0,42	1243,43	980,28
0,44	1244,19	981,04
0,46	1245	981,85
0,48	1245,85	982,7

IV.2. 3. Calcul de la vitesse d'éjection du flux chaud V_9 :

$$T_{i9} = T_{i5} \text{ Et } M_9 = 1$$

$$T_9 = T_{i9} \cdot \frac{1}{\left(1 + \frac{(\gamma_9 - 1)}{2} \times M_9^2\right)} \quad (IV.10)$$

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma_9 \cdot r \cdot T_9} \quad (IV.11)$$

La vitesse V_9 à la sortie de la station 9 (Vitesse éjection des gaz) est présentée dans le tableau suivant :

d [mm]	T_{i9}	T_9	V_9
0,32	977,55	958,38	620 ,54
0,34	977,90	958,72	620 ,66
0,36	978,36	959,17	620 ,80
0,38	978,93	959,73	620 ,98
0,4	979,63	960,42	621 ,21
0,42	980,28	961,06	621 ,41
0,44	981,04	961,80	621 ,65
0,46	981,85	962,60	621 ,91
0,48	982,70	963,43	622 ,18

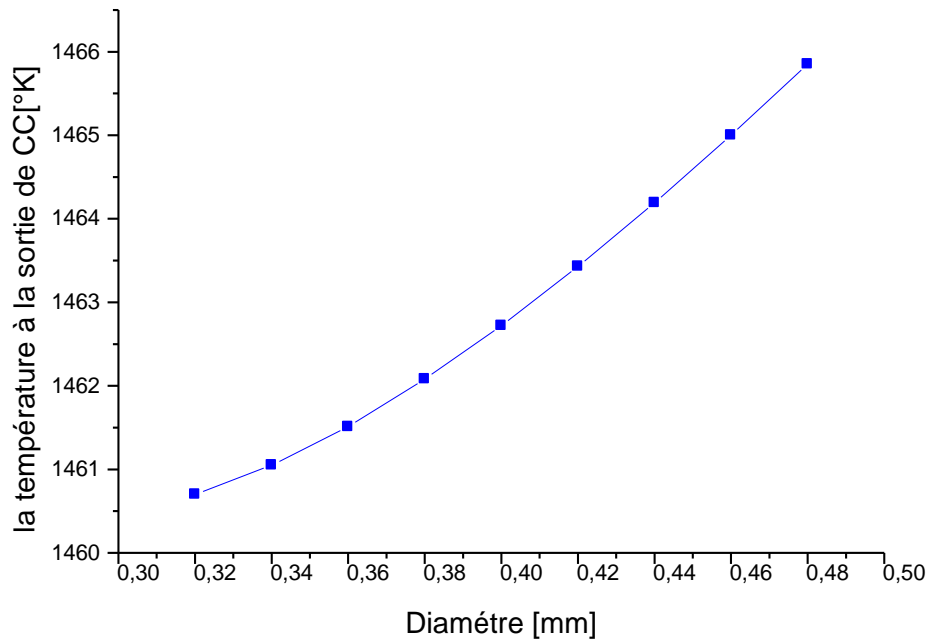
IV.3. Tableau récapitulatif pour l'influence du diamètre sur les différentes performances :

Le tableau suivant regroupe les différentes performances du turbo fan CF6-80 E1 avec refroidissement des aubes HP, ces performances sont :

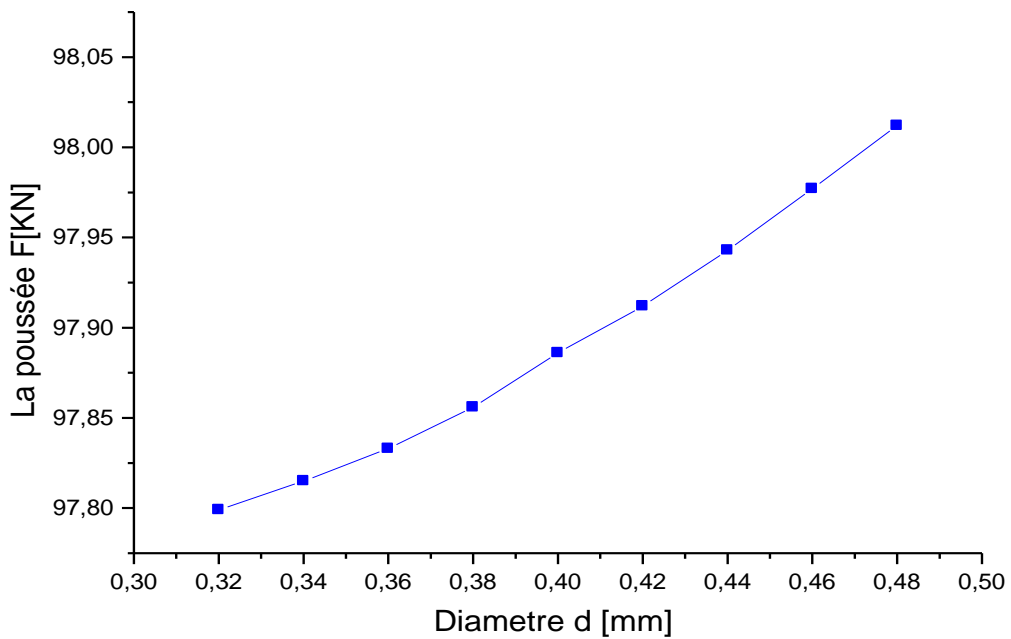
- La poussé F
- La consommation spécifique C_{sp} .
- La puissance thermodynamique réelle P_{tr} .
- La puissance de propulsion P_p .
- Le rendement thermodynamique η_{th} .
- Le rendement de propulsion η_P .
- Le rendement global η_G .

D [mm]	T_{is} [°K]	F [KN]	C_{sp} [kg /N.h]	P_{tr} [kw]	P_p [kw]	η_{th}	η_P	η_G
0,32	1460,7	97,799	0,10086	33487,915	21963,450	27,777	65,586	18,218
0,34	1461,05	97,815	0,10084	33497,377	21966,948	27,785	65,588	18,221
0,36	1461,51	97,833	0,10082	33508,419	21971,029	27,794	65,569	18,224
0,38	1462,08	97,856	0,10080	33522,619	21976,276	27,806	65,557	18,228
0,4	1462,72	97,886	0,10077	33540,770	21982,981	27,821	65,541	18,234
0,42	1463,43	97,912	0,10074	33556,559	21988,811	27,834	65,528	18,239
0,44	1464,19	97,943	0,10071	33575,512	21995,807	27,850	65,511	18,245
0,46	1465	97,977	0,10068	33596,053	22003,386	27,867	65,494	18,251
0,48	1465,85	98,012	0,10064	33617,393	22011,256	27,884	65,476	18,256

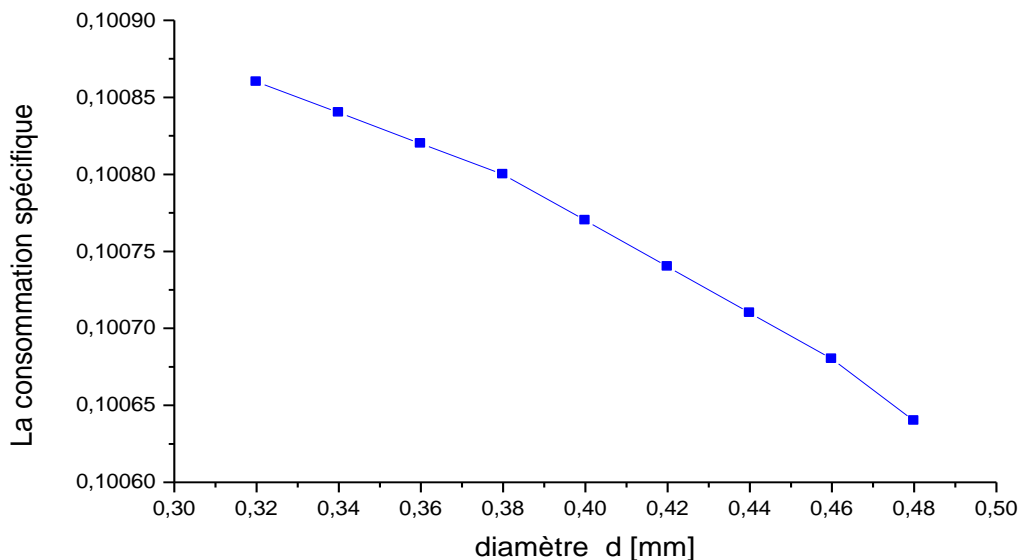
IV.4. Tracés des différentes performances du CF6-80E1 en fonction du diamètre « d » des trous des aubes de la turbine HP :



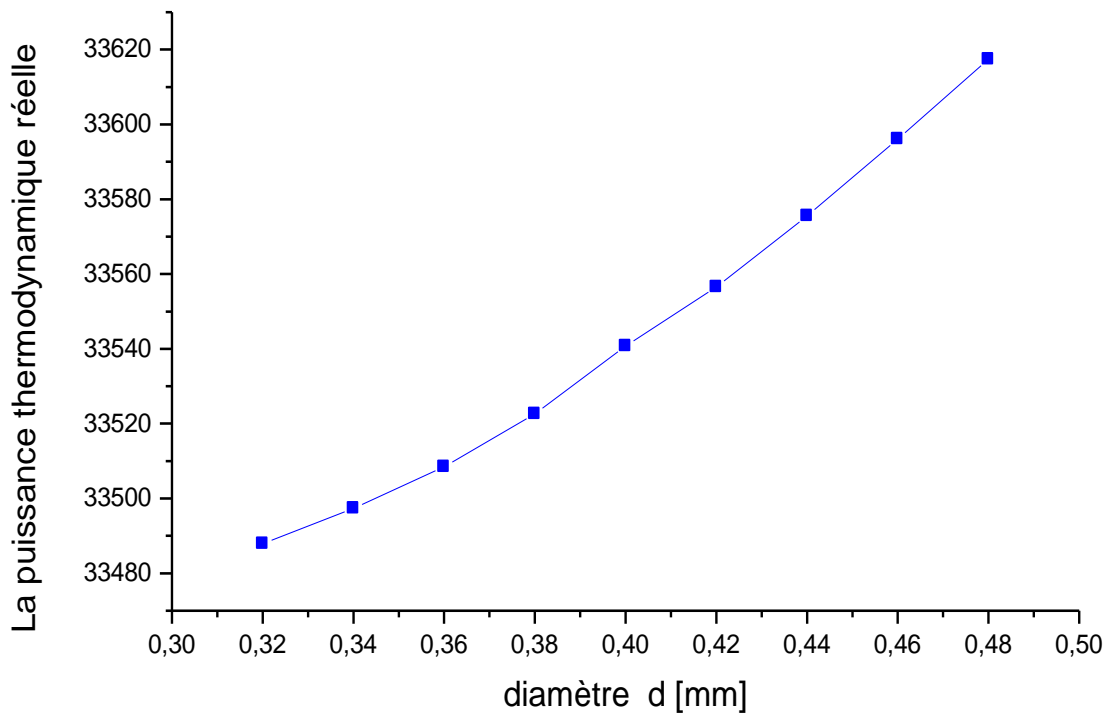
Grphe.1. *Variation de la température à la chambre de combustion en fonction du diamètre [d]*



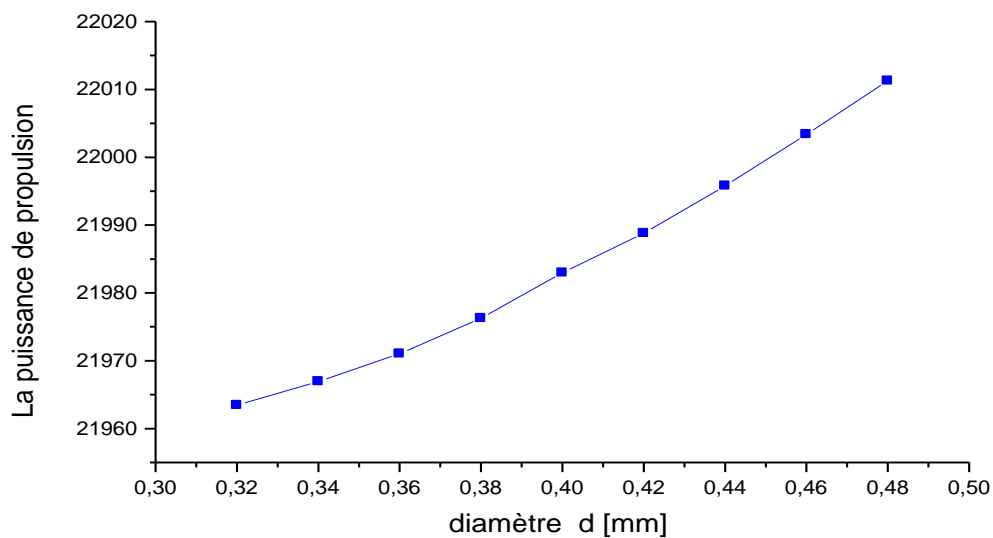
Grphe.2. *Variation de la poussé en fonction du diamètre [d]*



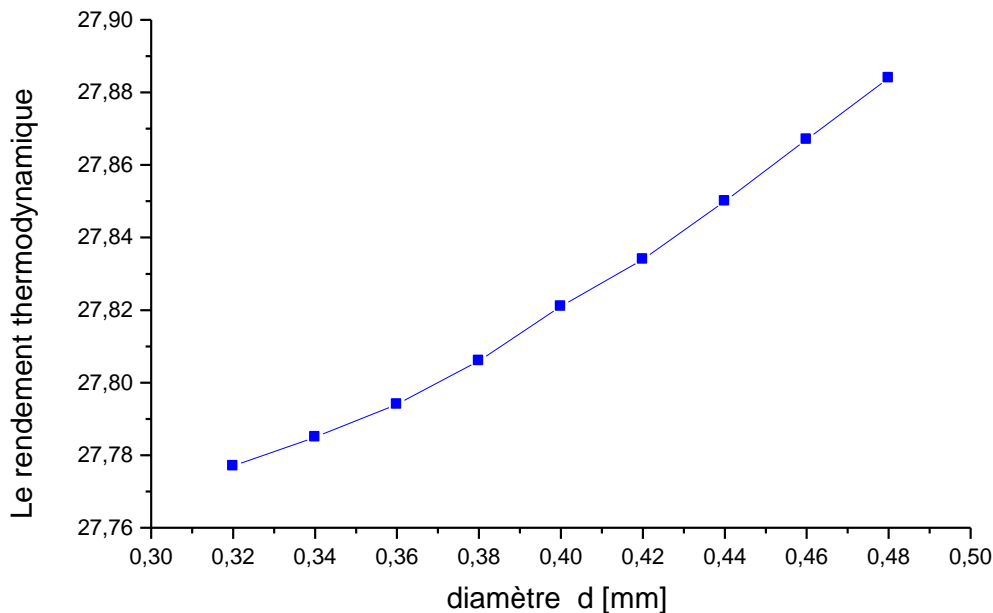
Grphe.3. *Variation de la consommation spécifique en fonction du diamètre [d]*



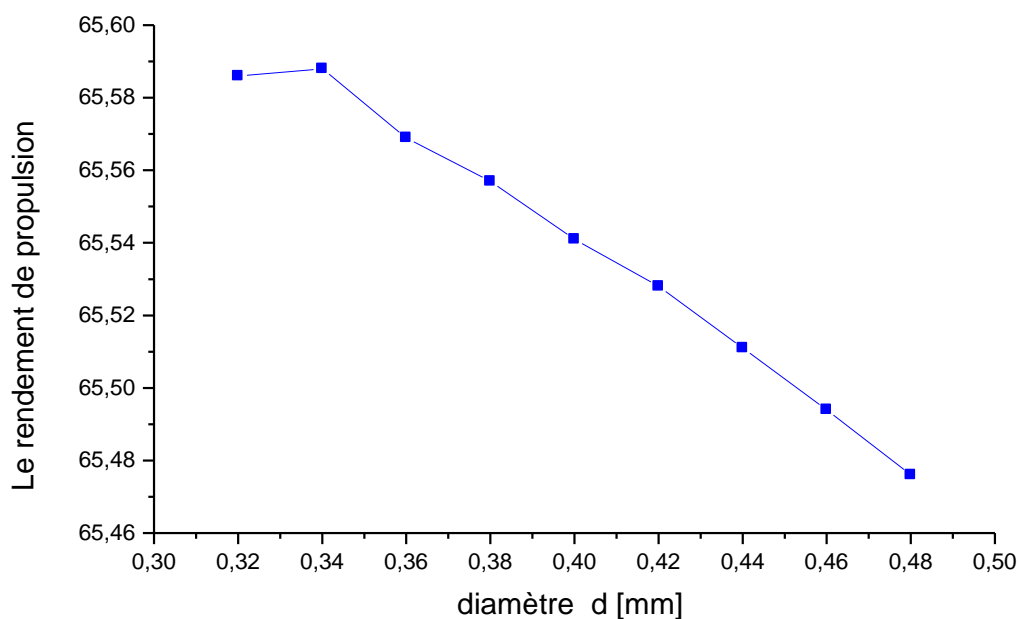
Grphe.4. *Variation de la puissance thermodynamique réelle P_{tr} en fonction du diamètre [d]*



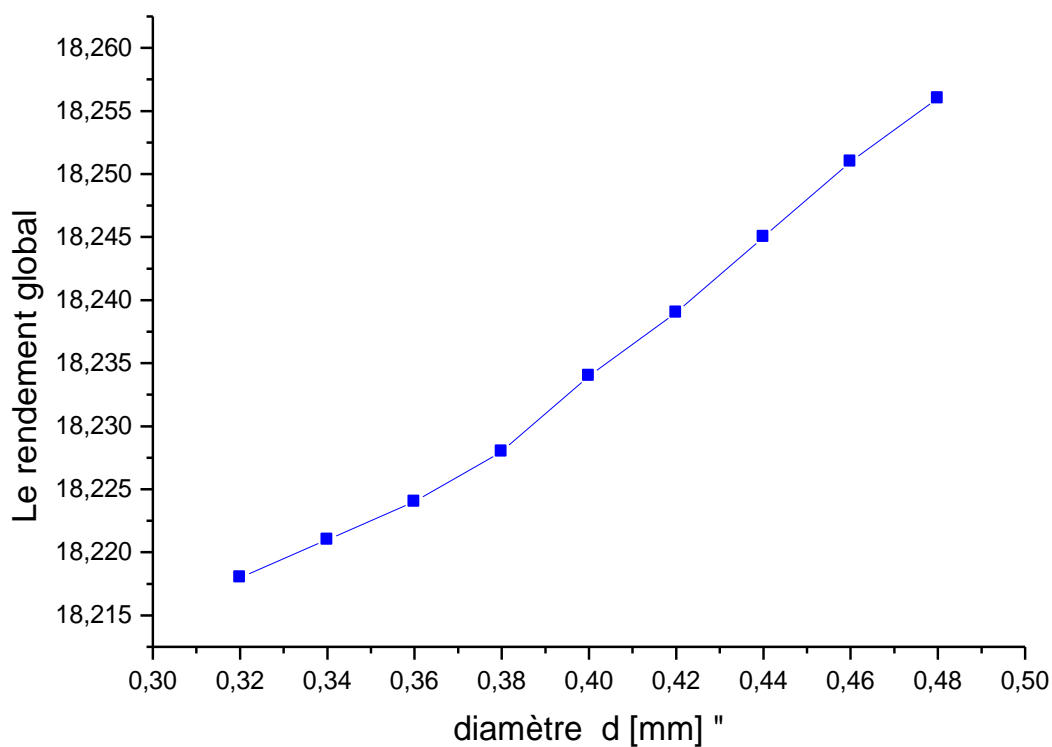
Grphe.5. *Variation de la puissance de propulsion P_p en fonction du diamètre $[d]$*



Grphe.6. *Variation du rendement thermodynamique réelle en fonction du diamètre $[d]$*



Graphe.7. Variation du rendement de propulsif η_P en fonction du diamètre $[d]$



Graphe.8. Variation de rendement global η_G en fonction du diamètre $[d]$

IV.5. Tableau comparatif avec et sans refroidissement de l'aube :

Après calcul des différentes performances nous avons groupé les résultats obtenus avec et sans refroidissement dans le tableau suivant :

Type de refroidissement	Les performances						
	F [KN]	C _{sp} [kg/N.h]	P _{tr} [kw]	P _p [kw]	η _{tr}	η _P	η _G
Sans refroidissement	91,191	0,10816	29637,16	20478,76	24,58	69,09	16,986
Avec refroidissement Et un diamètre d=0,32	97,799	0,10086	33487,91	21963,45	27,777	65,586	18,218

Nous remarquons que le refroidissement a contribué à l'amélioration de toutes les performances, sauf le rendement de propulsion.

Par exemple, la poussée a augmenté de 6,608 kN, la consommation spécifique a diminué de 0,0073 kg/N.h.

IV.6. Interprétation des graphes :

Les graphes précédents représentent les différentes performances du Turbo FAN CF6-80E1 en fonction du diamètre de l'aube d.

On remarque dans le Graphe -1- une augmentation de la température à la sortie de la chambre de combustion qui atteint une température de 1465,85°K, ce qui a permis l'augmentation de la température d'entrée de la turbine haute pression.

Et pour le Graphe [2], on constate que la poussée à vue une augmentation de 0,213N, ce qui permettra d'améliorer la vitesse du vol.

D'après les graphes [4-5-6-7-8], on voit que la puissance thermique réelle, la puissance propulsive, le rendement thermique réel et le rendement global, leur augmentation est proportionnelle aussi au diamètre d, ce qui montre que l'air de refroidissement peut participer directement à l'amélioration de ces performances.

Pour la consommation spécifique représentée dans le graphe -3-, on remarque une réduction qui atteint une valeur de 0,00022 Kg/N.h, ce qui veut dire une diminution de la quantité du combustible à bord de l'avion, donc un volume réduit des réservoirs de stockage et plus d'espace.

IV. Conclusion :

Nous tenons à signaler que l'amélioration apportée par le changement de diamètre d des trous de l'aube de la turbine haute pression n'est pas aussi importante que l'amélioration apportée par le refroidissement lui-même comme le montre le tableau suivant :

Type de refroidissement	Les performances						
	F [KN]	$C_{sp} \left[\frac{kg}{N.h} \right]$	$P_{tr}[kw]$	$P_p [kw]$	η_{tr}	η_P	η_G
Apport du refroidissement avec $d=0,32$	6,608	-0,0073	3850,753	1484,688	3,19	-3,504	1,232
Apport du changement du diamètre d	0,213	- 0,00022	129,478	47,806	0,107	-0,11	0,038

Nous estimons que l'amélioration des performances apportées par le changement du diamètre $[d]$ serait plus significative si on a pris des valeurs de d supérieur à 0,48 mm. Cela est possible si le débit de refroidissement dépassait les 3%.

- ❖ Il n'y a pas un changement dans la puissance calorifique et la consommation massique horaire, puisque elle ne dépend pas du refroidissement de la turbine.

Chapitre V

Modélisation numérique

V. Introduction :

La modélisation informatique ou numérique désigne l'exécution d'un programme informatique sur un ordinateur ou réseau en vue de simuler un phénomène physique réel et complexe. Les modélisations numériques scientifiques reposent sur la mise en œuvre de modèles théoriques. Elles sont donc une adaptation aux moyens numériques de la modélisation mathématique, et servent à étudier le fonctionnement et les propriétés d'un système modélisé ainsi qu'à en prédire son évolution. On parle également de calcul numérique. Les interfaces graphiques permettent la visualisation des résultats des calculs par des images de synthèse.

V.1. Présentation de Fortran :

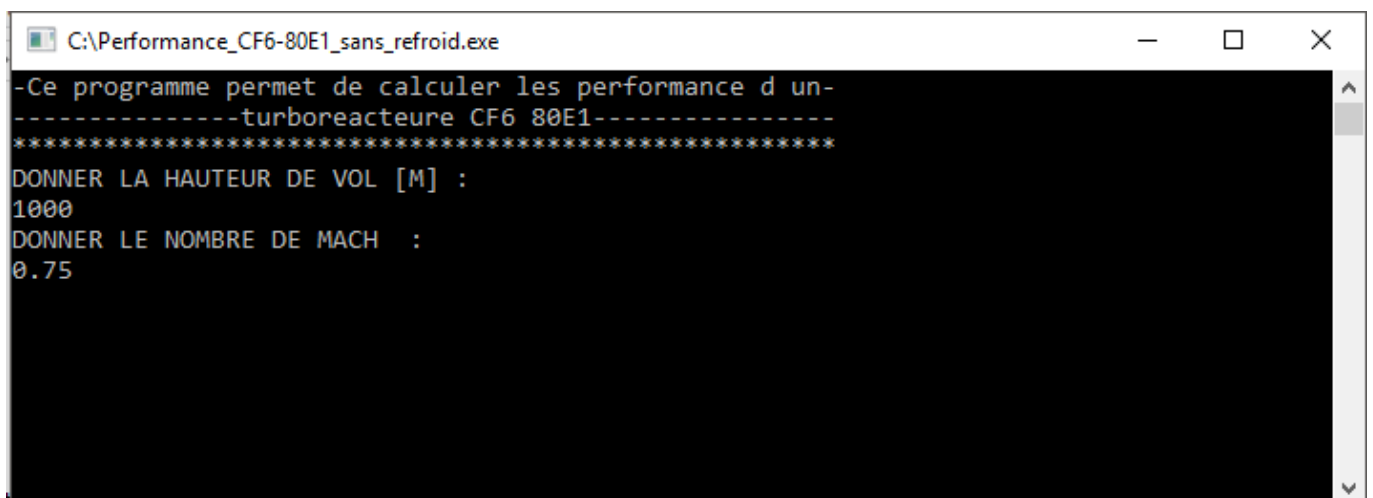
Fortran est un langage de programmation, développé par IBM vers 1955, et destiné à fournir aux scientifiques un moyen simple pour passer de leurs formules mathématiques jusqu'à un programme effectif (son nom est une abréviation de FORMula TRANslator). Il est très efficace dans le domaine du calcul numérique, et offre de nombreuses bibliothèques de programmes d'analyse numérique.

Fortran a fait l'objet de plusieurs normalisations : fortran 77, fortran 90 et 95, et plus récemment fortran 2003.

V.2. Présentation de programme N°01 :

Afin de nous faciliter le calcul de performance, Le programme suivant nous permet de calculer les performances de CF6-80E1.

2.1. Interface de programme N°01 :



```

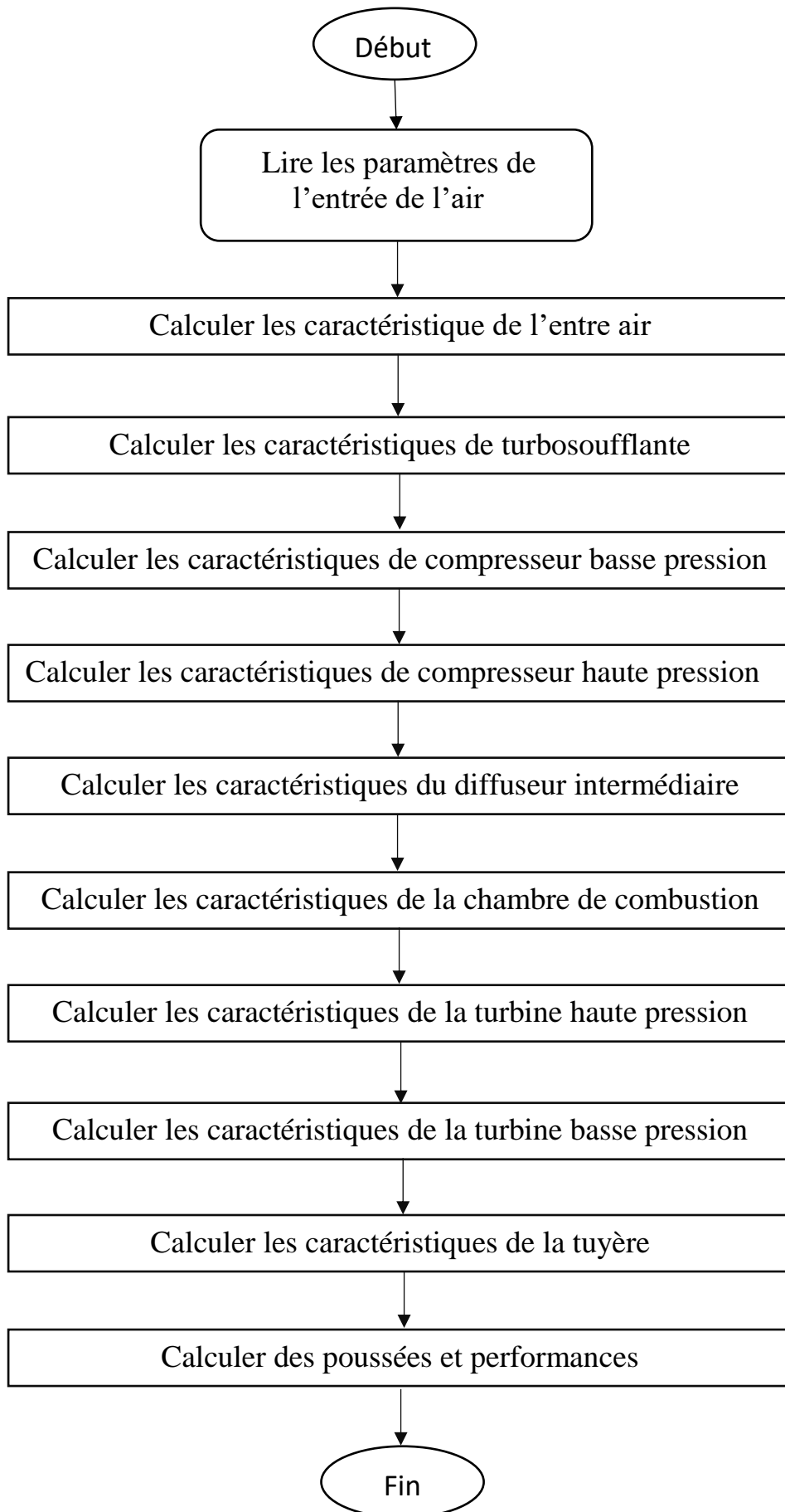
C:\Performance_CF6-80E1_sans_refroid.exe
-Ce programme permet de calculer les performance d un-
---turboreacteur CF6 80E1---
*****
DONNER LA HAUTEUR DE VOL [M] :
1000
DONNER LE NOMBRE DE MACH :
0.75

```

Figure : Interface de programme n°01

Les résultats sont enregistré dans un fichier nomme « Resultat_sans_refroidissement » dans le même répertoire que le fichier programme

2.2. Présentation de l'organigramme de programme N°01 :



2.3. Résultats obtenus par le programme N°01 :

Les résultats obtenue par le programme de calcule de performance du CF6 80E1 pour :

- L'altitude = 10000 m
- Le nombre de mach =0.75

-----STATION 0 AIR AMBIANT-----

```
-----
- La Température statique      T0= 223.150000 [K]
- La Température totale       Ti0= 248.254400 [K]
- La Pression statique        P0= 2.643566E-01 [bar]
- La Pression totale          Pi0= 3.839196E-01 [bar]
- La vitesse                  V0= 224.576700 [m/s]
- Le débit                    débit= 667.434400 [kg/s]
-----
```

-----STATION 1.2 ENTRE AIR-----

```
-----
-Le nombre de Mach            M12= 5.000000E-01
-La température total         Ti12= 248.254400 [k]
-La pression total            Pi12= 3.839196E-01 [bar]
-La température statique      T12= 236.432700 [k]
-La pression statique         P12= 3.236516E-01 [bar]
-La vitesse                   V12= 154.109300 [m/s]
-----
```

-----STATION 2.5 ENTRE COMPRESSEUR HP-----

```
-----
-La chaleur spécifique        CP25= 1000.841000 [j/kg.k]
-La température totale        Ti25= 400.124500 [k]
-La pression totale           Pi25= 9.290854E-01 [bar]
-La température statique      T25= 239.174200 [k]
-La pression statique         P25= 1.534167E-01 [bar]
-Le nombre de Mach            M25= 1.834314
-La vitesse                   V25= 568.638100 [m/s]
-Le débit interne              debit_in= 127.373000 [kg/s]
-Le débit externe             debit_ext= 540.061400 [kg/s]
-----
```

-----STATION 3 SORTIE COMPRESSEUR HP-----

```
-----
-La chaleur spécifique        CP3= 1014.743000 [j/kg.k]
-Le coefficient polytropique  GAMA3= 1.394370
-La température totale        Ti3= 895.235800 [k]
-La pression totale           Pi3= 13.100100 [bar]
-La température statique      T3= 852.605600 [k]
-La pression statique         P3= 11.024430 [bar]
-Le nombre de Mach            M3= 5.035563E-01
-La vitesse                   V3= 294.138600 [m/s]
-----
```

-----STATION DIFUSEUR INTERMEDIARE-----

```
-----
-La chaleur spécifique        CPd= 1116.907000 [j/kg.k]
-Le coefficient polytropique  GAMAd= 1.345822
-La température totale        Tid= 895.235800 [k]
-La pression totale           Pid= 12.838100 [bar]
-La température statique      Td= 888.789500 [k]
-La pression statique         Pd= 12.482070 [bar]
-Le nombre de Mach            Md= 2.048081E-01
-----
```

-----STATION CHAMBRE DE COMBUSTION-----

 -La chaleur spécifique CP_cc= 1206.936000 [j/kg.k]
 -Le coefficient polytropique GAMA_cc= 1.311978
 -La température totale Ti_cc= 1460.628000 [K]
 -La pression totale Pi_cc= 12.482070 [bar]
 -Le nombre de Mach M_cc= 3.048254E-01
 -La pression statique P_cc= 12.482070 [bar]
 -La température statique T_cc= 1439.760000 [K]
 -La vitesse V_cc= 224.440100 [m/s]

-----STATION 4.9 ENTRE TURBINE BP-----

 -La chaleur spécifique CP_49= 1316.418000 [j/kg.k]
 -Le coefficient polytropique GAMA_49= 1.278798
 -La température totale Ti_49= 1233.150000 [k]
 -La pression totale Pi_49= 5.778736 [bar]
 -La température statique T_49= 1220.799000 [k]
 -La pression statique P_49= 5.517992 [bar]
 -Le nombre de Mach M_49= 2.693955E-01
 -La vitesse V_49= 180.325000 [m/s]

-----STATION 5 SORTIE TURBINE BP-----

 -La chaleur spécifique CP_5= 1253.094000 [j/kg.k]
 -Le coefficient polytropique GAMA_5= 1.297073
 -La température totale Ti_5= 960.940000 [k]
 -La pression totale Pi_5= 1.952276 [bar]
 -La température statique T_5= 942.873700 [k]
 -La pression statique P_5= 1.797276 [bar]
 -Le nombre de Mach M_5= 3.587549E-01
 -La vitesse V_5= 212.688500 [m/s]

-----STATION 9 EJECTION DE FLUX PRIMAIRE-----

 -Le coefficient polytropique GAMA9= 1.400000
 -La température totale Ti9= 960.940000 [k]
 -La pression totale Pi9= 5.287133E-01 [bar]
 -La température statique T9= 800.783300 [k]
 -La pression statique P9= 2.643566E-01 [bar]
 -Le nombre de Mach M9= 1.000000
 -La vitesse V9= 567.234300 [m/s]

-----STATION 1.4 SORTIE STATOR FAN-----

 -Le coefficient polytropique GAMA14= 1.400000
 -La température totale Ti14= 286.222400 [k]
 -La pression totale Pi14= 4.568643E-01 [bar]
 -La température statique T14= 272.941400 [k]
 -La pression statique P14= 3.868718E-01 [bar]
 -Le nombre de Mach M14= 4.932498E-01
 -La vitesse V14= 163.345300 [m/s]

-----STATION 1.8 EJECTION DE FLUX SECONDAIRE-----

 -Le coefficient polytropique GAMA18= 1.400000
 -La température totale Ti18= 286.222400 [k]
 -La pression totale Pi18= 5.004084E-01 [bar]
 -La température statique T18= 238.518700 [k]
 -La pression statique P18= 2.643566E-01 [bar]
 -Le nombre de Mach M18= 1
 -La vitesse V18= 309.575200 [m/s]

```

-----LES PERFORMANCE DU CF6-80E1-----
-----
***** POUSES *****
-La POUSSE F= 91.103970 [KN]
-La poussé spécifique Fsp= 167.840300 [N.s/kg]
debit= 667.434400 [kg/s]' [kg/s]

***** LES CONSOMATION *****
-La consommation HORAIRE C_h= 9864.000000 [kg/h]
-La consommations SPECIFIQUE C_sp= 1.079158E-01 [kg/N.h]

***** LES PUISSANCES *****
-La puissance thermoqumanique P_th= 38695.180000 [kv]
-La puissance thermique réelle P_tr= 29539.390000 [kv]
-La puissance de propulsion Pp= 20459.830000 [kv]

***** LES RENDEMENTS*****
-Le rendement thermodynamique REth= 3.209620E-01
-Le rendement thermique réel REtr= 2.450182E-01
-Le rendement de propulsion REp= 6.926286E-01
-Le rendement interne RE_in= 7.633870E-01
-Le rendement global RE_g= 16.970660%

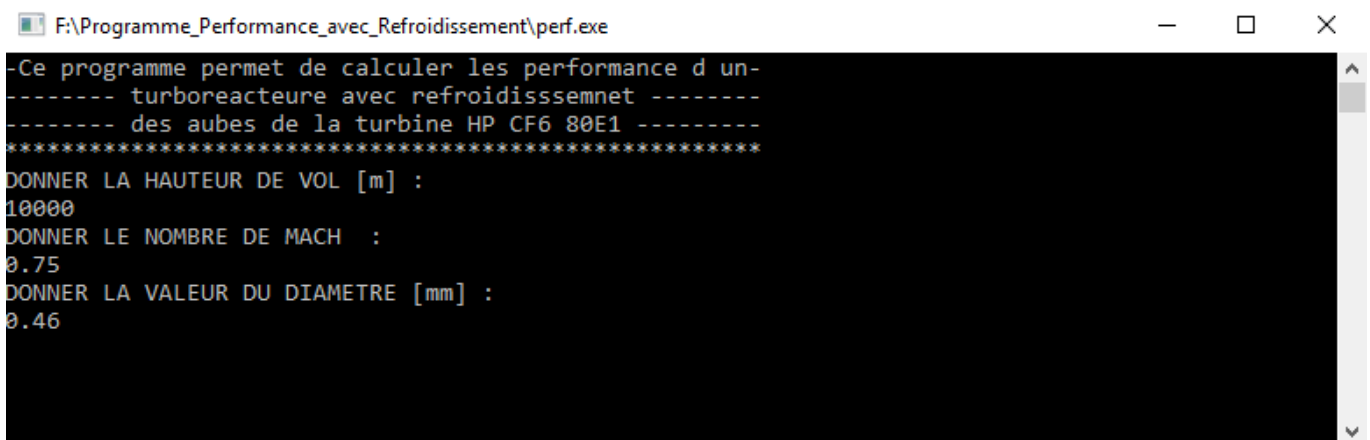
```

Le résultat est identique aux celle calcules dans le chapitre 02 ,on peut compter sur ce programme pour avoir des résultats exact ,précis et très rapide pour tous les type de turboréacteur double flux double corps.

V.3. Présentation de programme N°02 :

Le programme suivant nous permet de calcules les performances de turboréacteur avec refroidissement des aubes de la turbine haute pression avec les déférentes valeurs de diamètre de l'orifice de refroidissement de l'aube compris entre 0.3 et 0.6.

3.1. Interface de programme N°02 :



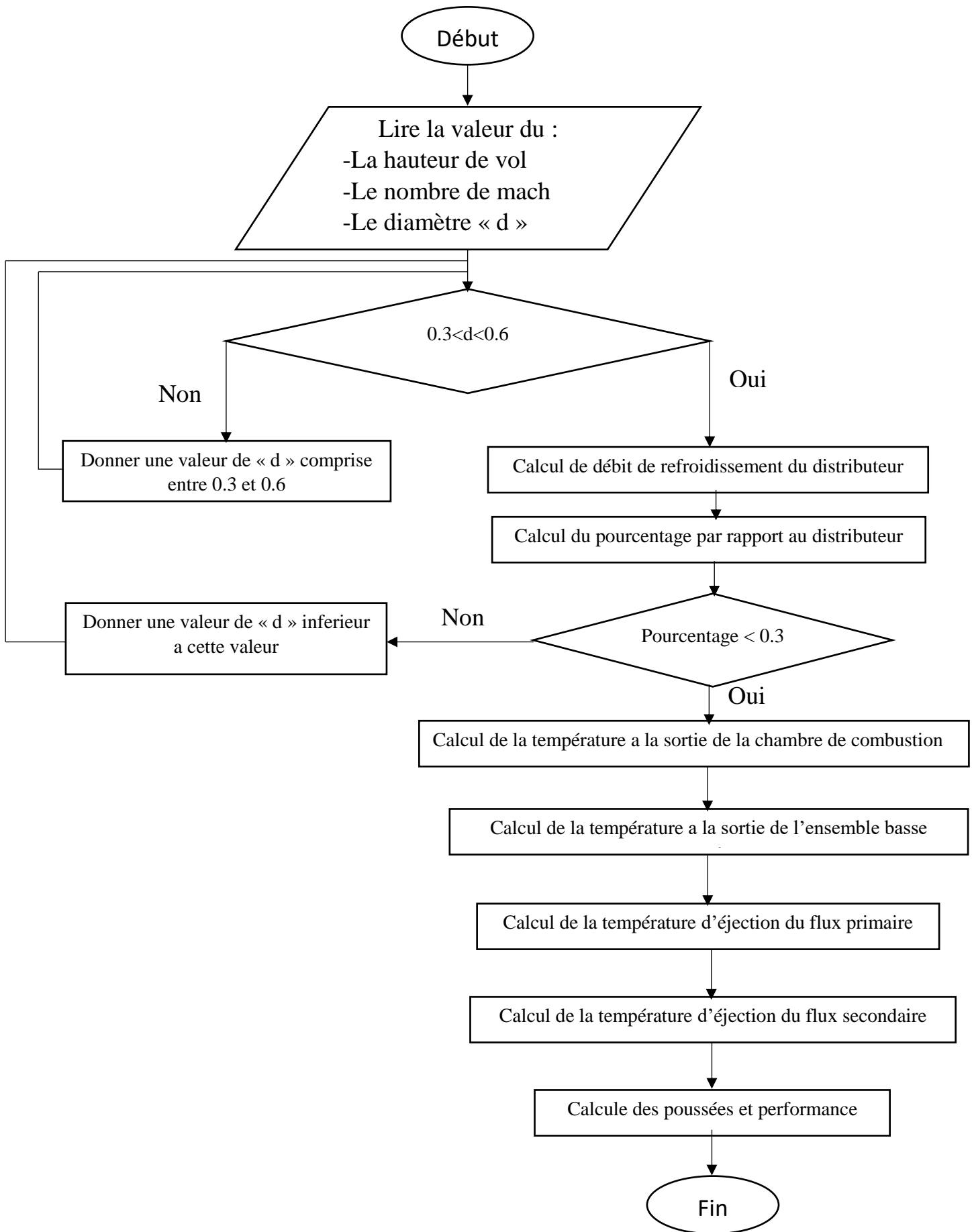
```

F:\Programme_Performance_avec_Refroidissement\perf.exe
-----
Ce programme permet de calculer les performance d un-
----- turboreacteurs avec refroidissement -----
----- des aubes de la turbine HP CF6 80E1 -----
*****
DONNER LA HAUTEUR DE VOL [m] :
10000
DONNER LE NOMBRE DE MACH :
0.75
DONNER LA VALEUR DU DIAMETRE [mm] :
0.46

```

Figure : Interface de programme n°02

Les résultats sont enregistré dans un fichier nomme « Resultat_avec_refroidissement » dans le même répertoire que le fichier programme.

3.2. Présentation de l'organigramme de programme N°02 :

3.3. Résultats obtenus par le programme N°02 :

Les performances d'un turboréacteur de type CF6 80E1 avec refroidissement pour :

- Une altitude $H=10000$ m
- Un nombre de Mach=0.75
- Un diamètre de trou de l'aube $d=0.46$

```

****débit de refroidissement du distributeur*****
-debit total      debit_tot= 667.434400[kg/s]
-debit primaire   debit_in=  127.373000[kg/s]
-debit externe    debit_ext= 540.061400[kg/s]

-debit_aub=      7.818196E-02[kg/s]
-debit distributeur debit_dist=      3.596370[kg/s]

*****POURCENTAGE DE REFROIDISSEMENT*****
                PRCNT= 2.823495[%]

***** POUSES *****
-La POUSSE F= 92.481760[kN]
-La poussé spécifique Fsp= 170.378600[N.s/kg]

***** LES CONSOMATION *****
-La consommation HORAIRE      C_h= 9864.000000[kg/h]
-La consommations SPECIFIQUE C_sp= 1.066589E-01[kg/N.h]

***** LES PUISSANCES *****
-La puissance thermoquamanique P_th= 34817.460000[kv]
-La puissance thermique réelle P_tr= 30313.710000[kv]
-La puissance de propulsion    Pp= 20769.250000[kv]

***** LES RENDEMENTS *****
-Le rendement thermodynamique REth= 2.887978E-01
-Le rendement thermique reel  REtr= 2.514409E-01
-Le rendement de propulsion    REp= 6.851437E-01
-Le rendement interne          RE_in= 8.706469E-01
-Le rendement global          RE_g= 18.227310%

```

Conclusion générale

Conclusion générale :

Notre projet de fin d'étude nous a permis d'acquérir plein de connaissances et d'expériences dans le domaine aéronautique. Dans ce travail nous sommes concentrés sur l'étude de l'influence du refroidissement de la turbine haute pression sur les différentes performances du turbo FAN CF6-80E1.

Nous avons alors élaboré un programme sous Fortran basé sur le bilan énergétique pour étudier l'influence du refroidissement de la turbine haute pression sur les différentes performances.

L'augmentation du nombre de Mach à l'entrée du moteur est l'origine de l'augmentation des températures et pression totales (T_t et P_t), ce qui se répercute ensuite sur toutes les autres températures et pressions. On a notée ainsi une diminution de la différence de vitesse entre l'entrée et la sortie. Cette chute de vitesse se traduit par une diminution de la poussée délivrée par le turboréacteur. Cette diminution de poussée influe sur la consommation spécifique de carburant qui a tendance à croître.

L'augmentation de l'altitude s'accompagne d'une diminution de la température et de la pression d'entrée, cette baisse de la température totale et de la pression totale d'entrée a des répercussions sur toutes les températures totales depuis le fan jusqu'aux tuyères, ce qui influe sur les vitesses et la poussée.

Nous avons choisis comme solution l'augmentation du débit d'air de refroidissement en faisant varier le diamètre des trous situés au niveau de l'aube statoriques .ce qui permettra d'avoir une température plus élevée à la sortie de la chambre de combustion, et donc des performances plus optimales.

Nous estimons comme plage du diamètre des trous de 0,3 à 0,48 ce qui correspond à un débit de refroidissement ne dépassant pas 3% du débit primaire.

Au niveau de la turbine l'énergie piézométrique du gaz se transforme en énergie cinétique exploitée pour produire la poussée, mais cette quantité de l'énergie peut varier en fonction de certaines caractéristiques.

D'autre part ce moteur à une poussé énorme, 255KN délivrée par le flux secondaire et 95KN par le flux primaire, soit au totale une poussée de 350KN. De plus ce moteur est d'une grande fiabilité, ce qui lui donne l'avantage d'être l'un des rares moteurs au monde certifié ETOPS supérieure à 180 minute.

En fin nous espérons avoir apporté par ce modeste travail un comportement d'information sur ce type de moteur et dans le domaine aéronautique, ainsi qu'à notre université une bonne méthode d'étude pratique.

ANNEXE

1. Les unités utilisées en aéronautique :

<i>Systeme US Customary</i>		<i>Systeme de mesure SI-metric</i>	
<i>Abréviation</i>	<i>Définition</i>	<i>Abréviation</i>	<i>Définition</i>
lbf.ft	Pound force-foot (torque)	m.daN	mètre deca newton
in.Hg	Inch de mesure	hPa	hecto pascal
oz	Ounce (weight)	G	gramme
psi	Pound square inch	bar	Bar
lb.min	US gallon par min	L.min	Litre par minute
deg.F	Degré fahrenheit	Deg.c	Degré Celsius
ft	Foot	M	Mètre
US.gal	US gallon	L	Litre
US.quart	L	Mm	Millimètre
in	Inch	mm ²	Millimètre carré
in ²	Square inch	cm ²	Centimètre carré
lb	Pound	Kg	Kilogramme
lbf	Pound force	daN	Deca newton

2. Les inverseurs de poussée :

Le rôle d'un inverseur de poussée lors de l'atterrissage d'un avion est de diminuer la distance de freinage en redirigeant vers l'avant au moins une partie de la poussée générée par le turboréacteur. Dans cette phase, l'inverseur obstrue la tuyère d'éjection des gaz et dirige le flux d'éjection du moteur vers l'avant de la nacelle, générant de ce fait une contre-poussée qui vient s'ajouter au freinage des roues de l'avion.

Les moyens mis en œuvre pour réaliser cette réorientation du flux varient suivant le type d'inverseur, ils peuvent être classés en trois catégories principales :

- Inverseur a obstacle.
- Inverseur a portes pivotantes.
- Inverseur a grilles.

3. Programme de calcul de performance sans refroidissement :

```

C      *
C      *
C      *
C      *          FTENANE_Anis_____GOUAZI_Djamel
C      *
C      *  CALCUL DES PERFORMANCES D'UN TURBOREACTURE SANS REFROIDISSEMENT
C      *          DOUBLES FLUX DOUBLE CORPS
C      *          CF6-80E1
C      *
C      *
C      *
C      ***** I N I T I A L I S A T I O N   D E S   P A R A M E T R E S *****
C
      REAL V0,Va,ga,m0,pt2,Tt2,pt3,Tt3,pt4,Tt4,pt5,Tt5
      +Tt5s,T6,V6,sm,Ts,csp,fth,Tt5s,pc,rh,cpg,Qr,cpa,Ti0,P0,Pi0,
      +T0,Pa,Ta,GAMA,THETA,TH0,rho,mo,Pi12,Ti12,Pi25,Pi3,Ti25,Ti3,reis,
      +M12,T9,Ti9,V9,M14,V14,V18,RE_in,REtr,P_tr,rhoid,ALPHA2_25,
      +P3,j1,delta_hi,CP25,V1U_25,Z25,MU25,THO25,GAMA25,rho_cc,
      +rhod,Td,M_5,Tid,Md,Pid,Pd,M_cc,Ti_cc,T_cc,re_cc,V_cc,M25,f,PCI,M9,
      +GAMA_49,M3,THETA_cc,CP_cc,GAMA_cc,M_49,Ti_49,Ti_5,ALPHA2_3,V2_U3,
      +debit,ALPHA1_3,lambda,V1_U3

      r=287.
      GAMA=1.4
      OPEN(10,FILE='Resultat_sans_refroidissement.DAT',STATUS='UNKNOWN')
      OPEN(100,FILE='F12.DAT',STATUS='UNKNOWN')
C
C      ***** C O N D I T I O N S   D E   V O L *****
C
      WRITE(*,*)'-Ce programme permet de calculer les performance du'
      WRITE(*,*)'-----CF6-80E1-----'
      WRITE(*,*)'*****'
      WRITE(*,*)'DONNER LA HAUTEUR DE VOL [m]:'
      READ(*,*)H
      WRITE(*,*)'DONNER LE NOMBRE DE MACH : '
      READ(*,*)M0
C
      -----
      write(10,*)'-----STATION 0 AIR AMBIANT-----'
      write(10,*)'-----'
      Pa=1.013
      Ta=288.15
      GAMA0=GAMA
      S0=7.2
      K=1.235
      T0=Ta-(0.0065*H)
      Ti0=T0*(1+(((GAMA0-1)/2)*M0**2))
      P0=Pa*((1-(0.0065/Ta)*H)**5.255)
      X=(1+((GAMA0-1)/2)*M0**2)
      Y=(GAMA0/(GAMA0-1))
      Pi0=P0*(X**Y)
      V0=M0*SQRT(GAMA0*r*T0)
      a=Pi0*1E5*S0*M0
      b=(1+((GAMA0-1)/2)*(M0**2))**((GAMA0+1)/(2*(GAMA0-1)))
      debit=(a/b)*sqrt(GAMA0/(r*Ti0))
      write(10,*)'- La Temperature statique T0=',T0,'[K]'
      write(10,*)'- La Temperature totale Ti0=',Ti0,'[K]'
      write(10,*)'- La Pression statique P0=',P0,'[bar]'
      write(10,*)'- La Pression totale Pi0=',Pi0,'[bar]'
      write(10,*)'- La vitesse V0=',V0,'[m/s]'
      write(10,*)'- Le debit debit=',debit,'[kg/s]'

```

C

```

-----
write(10,*)'-----STATION 1.2 ENTRE AIR-----'
write(10,*)'-----'
M12=M0-0.25
GAMA12=GAMA
Pi12=Pi0
Ti12=Ti0
T12=Ti12/1.05
V12=M12*SQRT(GAMA12*r*T12)
P12=Pi12/((1+(((GAMA12-1)/2)*(M12**2)))*((GAMA12)/(GAMA12-1)))
write(10,*)'-Le nombre de Mach   M12=',M12
write(10,*)'-La temperature total  Ti12=',Ti12,'[k]'
write(10,*)'-La pression total    Pi12=',Pi12,'[bar]'
write(10,*)'-La temperature statique T12=',T12,'[k]'
write(10,*)'-La pression statique  P12=',P12,'[bar]'
write(10,*)'-La vitesse          V12=',V12,'[m/s]'

```

C

```

-----
write(10,*)'-----STATION 2.5 ENTRE COMPRESSEUR HP-----'
write(10,*)'-----'
Z25=4
V1U_25=92.45
THO25=2.42
MU25=0.4
Pi12=Pi0
Ti12=Ti0
lambda=4.24
V2U_25=215.75
GAMA25=GAMA
THETA12=(Ti12-1125)/875
CP25=1163.102+155.39*(THETA12)-89.582*(THETA12)**2-
+29.355*(THETA12)**3+53.42*(THETA12)**4
delta_hi=(MU25*Z25)*((2*V12)**2)
Ti25=(delta_hi/CP25)+Ti12
reis=((CP25*Ti12)/delta_hi)*((THO25**((GAMA25-1)/(GAMA25))-1))
T25is=T12*((THO25)**((GAMA25-1)/(GAMA25)))
T25=T12*((T25is-T12)/reis)
Pi25=THO25*Pi12
M25=sqrt(((Ti25/T25)-1)*(2/(GAMA25-1)))
P25=Pi25/((1+(((GAMA25-1)/2)*(M25**2)))*((GAMA25)/(GAMA25-1)))
rho25=(P25*1E5)/(r*T25)
V25=M25*SQRT(GAMA25*r*T25)
debit_in=(debit)/(1+lambda)
debit_ext=(debit-debit_in)
write(10,*)'-La chaleur specifique   CP25=',CP25,'[j/kg.k]'
write(10,*)'-La temperature totale   Ti25=',Ti25,'[k]'
write(10,*)'-La pression totale      Pi25=',Pi25,'[bar]'
write(10,*)'-La temperature statique  T25=',T25,'[k]'
write(10,*)'-La pression statique    P25=',P25,'[bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach      M25=',M25
write(10,*)'-La vitesse          V25=',V25,'[m/s]'
write(10,*)'-Le debit interne   debit_in=',debit_in,'[kg/s]'
write(10,*)'-Le debit externe  debit_ext=',debit_ext,'[kg/s]'

```

C

```

-----
write(10,*)'-----STATION 3 SORTIE COMPRESSEUR HP-----'
write(10,*)'-----'
THO_3=14.1
reis=0.9
V1_U3=122.7
V2_U3=286.45
THETA25=(Ti25-1125)/875
CP3=1163.102+155.39*(THETA25)-89.582*(THETA25)**2-
+29.355*(THETA25)**3+53.42*(THETA25)**4
GAMA3=CP3/(CP3-r)
Pi3=THO_3*Pi25

```

```

T3is=T25*(THO_3**((GAMA3-1)/(GAMA3)))
T3=T25+((T3is-T25)/reis)
Ti3=Ti25*(((THO_3**((GAMA3-1)/(GAMA3))-1)/reis)+1)
M3=SQRT(((Ti3/T3)-1)*(2/(GAMA3-1)))
P3=Pi3/((1+(((GAMA3-1)/2)*(M3**2))))**((GAMA3)/(GAMA3-1))
rho3=(P3*1E5)/(r*T3)
V3=M3*SQRT(GAMA3*r*T3)
write(10,*)'-La chaleur specifique CP3=',CP3,['j/kg.k]'
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA3=',GAMA3
write(10,*)'-La temperature totale Ti3=',Ti3,['k]'
write(10,*)'-La pression totale Pi3=',Pi3,['bar]'
write(10,*)'-La temperature statique T3=',T3,['k]'
write(10,*)'-La pression statique P3=',P3,['bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach M3=',M3
write(10,*)'-La vitesse V3=',V3,['m/s]'

```

C

```

-----STATION DIFUSEUR INTERMEDIARE-----
write(10,*)'-----'
write(10,*)'-----'
SIGMA_d=0.98
Vd=120
Tid=Ti3
THETA_d=(Ti3-1125)/875
CPd=1163.102+155.39*(THETA_d)-89.582*(THETA_d)**2-
+29.355*(THETA_d)**3+53.42*(THETA_d)**4
GAMAd=CPd/(CPd-r)
Td=Tid-(0.5*(Vd**2)/CPd)
Md=SQRT(((Td/Td)-1)*(2/(GAMAd-1)))
Pid=SIGMA_d*Pi3
Pd=Pid/((1+(((GAMAd-1)/2)*(Md**2))))**((GAMAd)/(GAMAd-1))
rhod=(Pd*1E5)/(r*Td)
write(10,*)'-La chaleur specifique CPd=',CPd,['j/kg.k]'
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMAd=',GAMAd
write(10,*)'-La temperature totale Tid=',Tid,['k]'
write(10,*)'-La pression totale Pid=',Pid,['bar]'
write(10,*)'-La temperature statique Td=',Td,['k]'
write(10,*)'-La pression statique Pd=',Pd,['bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach Md=',Md

```

C

```

-----STATION CHAMBRE DE COMBUSTION-----
write(10,*)'-----'
write(10,*)'-----'
T_cc=1439.76
THETA_cc=(T_cc-1125)/875
CP_cc=1163.102+155.39*(THETA_cc)-89.582*(THETA_cc)**2-
+29.355*(THETA_cc)**3+53.42*(THETA_cc)**4
GAMA_cc=CP_cc/(CP_cc-r)
f=0.016
re_cc=0.98
PCI=44*1E6
Ti_cc=((f*re_cc*PCI)/(CP_cc*(1+r)))+(973.94)/(1+0.016)
P_cc=Pd*((1+GAMA_d*(M_d)**2)/(1+GAMA_cc*(M_cc)**2))
Pi_cc=P_cc*(1+((GAMA_cc-1)/2)*(M_cc)**2)**(GAMA_cc/(GAMA_cc-1))
M_cc=SQRT(((T_cc/Ti_cc)-1)*(2/(GAMA_cc-1)))
V_cc=M_cc*SQRT(GAMA_cc*r*T_cc)

write(10,*)'-La chaleur specifique CP_cc=',CP_cc,['j/kg.k]'
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA_cc=',GAMA_cc
write(10,*)'-La temperature totale Ti_cc=',Ti_cc,['K]'
write(10,*)'-La pression totale Pi_cc=',Pi_cc,['bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach M_cc=',M_cc
write(10,*)'-La pression statique P_cc=',P_cc,['bar]'
write(10,*)'-La temperature statique T_cc=',T_cc,['K]'
write(10,*)'-La vitesse V_cc=',V_cc,['m/s]'

```

C

```

-----STATION 4.9 ENTRE TURBINE BP-----
write(10,*)'-----STATION 4.9 ENTRE TURBINE BP-----'
write(10,*)'-----STATION 4.9 ENTRE TURBINE BP-----'
PHI=2.16
U=339.20
V1U_49=-50.88
V2U_49=390.08
Ti_49=1233.15
THETA_49=(Ti_49-1125)/875
j1=1292.626+204.786*(THETA_49)-99.475*(THETA_49)**2
j2=17.65*(THETA_49)**3+39.359*(THETA_5)**4
CP_49=j1-j2
GAMA_49=(CP_49)/((CP_49)-r)
Pi_49=6.29/PHI
V_49=U/2
T_49=(Ti_49)-(V_49**2/(2*CP_49))
M_49=SQRT(((Ti_49/T_49)-1)*(2*(GAMA_49-1)))
P_49=Pi_49/(1+((GAMA_49-1)/2)*(M_49)**2)**(GAMA_49/(GAMA_49-1))
write(10,*)'-La chaleur specifique CP_49=',CP_49,['j/kg.k']
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA_49=',GAMA_49
write(10,*)'-La temperature totale Ti_49=',Ti_49,['k']
write(10,*)'-La pression totale Pi_49=',Pi_49,['bar']
write(10,*)'-La temperature statique T_49=',T_49,['k']
write(10,*)'-La pression statique P_49=',P_49,['bar']
write(10,*)'-Le nombre de Mach M_49=',M_49
write(10,*)'-La vitesse V_49=',V_49,['m/s']

```

C

```

-----STATION 5 SORTIE TURBINE BP-----
write(10,*)'-----STATION 5 SORTIE TURBINE BP-----'
write(10,*)'-----STATION 5 SORTIE TURBINE BP-----'
PHI_5=2.91
U=169.61
V1U_5=-25.44
V2U_5=195.05
Ti_5=969
THETA_5=(Ti_5-1125)/875
CP_5=1292.626+204.786*(THETA_5)-99.475*(THETA_5)**2-
+17.65*(THETA_5)**3+39.359*(THETA_5)**4
GAMA_5=CP_5/(CP_5-r)
Pi_5=Pi_49/PHI_5
Va_5=U/2
V_5=sqrt(Va_5**2+V2U_5**2)
T_5=Ti_5-(V_5**2/(2*CP_5))
M_5=SQRT(((Ti_5/T_5)-1)*(2*(GAMA_5-1)))
P_5=Pi_5/(1+((GAMA_5-1)/2)*(M_5)**2)**(GAMA_5/(GAMA_5-1))
write(10,*)'-La chaleur specifique CP_5=',CP_5,['j/kg.k']
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA_5=',GAMA_5
write(10,*)'-La temperature totale Ti_5=',Ti_5,['k']
write(10,*)'-La pression totale Pi_5=',Pi_5,['bar']
write(10,*)'-La temperature statique T_5=',T_5,['k']
write(10,*)'-La pression statique P_5=',P_5,['bar']
write(10,*)'-Le nombre de Mach M_5=',M_5
write(10,*)'-La vitesse V_5=',V_5,['m/s']

```

C

```

-----STATION 9 EJECTION DE FLUX PRIMAIRE----
write(10,*)'-----STATION 9 EJECTION DE FLUX PRIMAIRE----'
write(10,*)'-----STATION 9 EJECTION DE FLUX PRIMAIRE----'
P9=P0
Ti9=Ti_5
M9=1
GAMA9=GAMA0
Pi9=P9*((1+(((GAMA-1)/2)*(M9**2)))**GAMA/GAMA-1))
T9=Ti9/(1+(((GAMA-1)/2)*M9**2))
V9=M9*SQRT(GAMA*r*T9)
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA9=',GAMA9
write(10,*)'-La temperature totale Ti9=',Ti9,['k']

```

```

write(10,*)'-La pression totale      Pi9=',Pi9,'[bar]'
write(10,*)'-La temperature statique T9=',T9,'[k]'
write(10,*)'-La pression statique    P9=',P9,'[bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach      M9=',M9
write(10,*)'-La vitesse              V9=',V9,'[m/s]'

```

C

```

-----
write(10,*)'-----STATION 1.4 SORTIE STATOR FAN-----'
write(10,*)'-----'
TH010=1.19
delta_hi14=38
CP14=CP25
re_is=0.33
Pi14=TH010*Pi12
Ti14=(delta_hi14*1E3/CP14)+Ti12
T14is=T12*((TH010)**((GAMA-1)/GAMA))
T14=(T14is-T12)/re_is+T12
M14=SQRT(((Ti14/T14)-1)/0.2)
P14=Pi14/((1+((GAMA-1)/2)*(M14**2))**(GAMA/(GAMA-1)))
V14=M14*SQRT(GAMA*r*T14)
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA14=',GAMA
write(10,*)'-La temperature totale    Ti14=',Ti14,'[k]'
write(10,*)'-La pression totale      Pi14=',Pi14,'[bar]'
write(10,*)'-La temperature statique T14=',T14,'[k]'
write(10,*)'-La pression statique    P14=',P14,'[bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach      M14=',M14
write(10,*)'-La vitesse              V14=',V14,'[m/s]'

```

C

```

-----
write(10,*)'-----STATION 1.8 EJECTION DE FLUX SECONDAIRE--'
write(10,*)'-----'
GAMA18=GAMA
P18=P0
Ti18=Ti14
M18=1
T18=Ti18/(1+(((GAMA18-1)/2)*M18**2))
Pi18=Pi18*((1+((GAMA18-1)/2)*(M18**2))**(GAMA18/(GAMA18-1)))
V18=M18*SQRT(GAMA18*r*T18)
write(10,*)'-Le coefficient polytropique GAMA18=',GAMA
write(10,*)'-La temperature totale    Ti18=',Ti18,'[k]'
write(10,*)'-La pression totale      Pi18=',Pi18,'[bar]'
write(10,*)'-La temperature statique T18=',T18,'[k]'
write(10,*)'-La pression statique    P18=',P18,'[bar]'
write(10,*)'-Le nombre de Mach      M18=',M18
write(10,*)'-La vitesse              V18=',V18,'[m/s]'

```

C

```

-----
write(10,*)'-----LES PERFORMANCE DU CF6-80E1-----'
write(10,*)'-----'
debit_c=2.74
V18=309.56
F=((debit_ext*(V18-V0))+debit_in*(V9-V0))+debit_c*V9)*1E-3
Fsp=F*1E3/(debit+debit_c)
C_h=3600*(debit_c)
C_sp=C_h/(F*1E3)
P_ci=44000
P_c=(debit_c)*(P_ci)
T18=238.5
N1=(debit_in*(T9-T))+debit_ext*(T18-T0)
P_th=P_c-N1
P_tr=(A+B)*1E-3
Pp=F*V0
REth=P_th/P_c
REtr=P_tr/P_c
REp=Pp/P_tr
RE_in=P_tr/P_th
RE_g=(Pp/P_c)*100

```

```

write(10,*)'***** POUSES *****'
write(10,*)'-La POUSSE F=',F,'[KN]'
write(10,*)'-La poussé spécifique Fsp=',Fsp,'[N.s/kg]'
write(10,*)'debit=',debit,'[kg/s]''[kg/s]'
write(10,*)'***** LES CONSOMATION *****'
write(10,*)'-La consommation HORAIRE C_h=',C_h,'[kg/h]'
write(10,*)'-La consommations SPECIFIQUE C_sp=',C_sp,'[kg/N.h]'
write(10,*)'***** LES PUISSANCES *****'
write(10,*)'-La puissance thermoquamanique P_th=',P_th,'[kv]'
write(10,*)'-La puissance thermique reel P_tr=',P_tr,'[kv]'
write(10,*)'-La puissance de propulsion Pp=',Pp,'[kv]'
write(10,*)'*LES RENDEMENTS'
write(10,*)'-Le rendement thermodynamique REth=',REth
write(10,*)'-Le rendement thermique reel REtr=',REtr
write(10,*)'-Le rendement de propulsion REp=',REp
write(10,*)'-Le rendement interne RE_in=',RE_in
write(10,*)'-Le rendement global RE_g=',RE_g,'% '
write(10,*)'_____ '

END

```

4. Programme de calcul de performance avec refroidissement :

```

C *****
C *
C * FTENANE_Anis _____ GOUAZI_Djamel *
C *
C * CALCUL DES PERFORMANCES D'UN TURBOREACTURE AVEC REFROIDISSEMENT *
C * DES AUBES DE LA TURBINE HP *
C * CF6-80E1 *
C *****
C *
C *****<<< INITIALISATION D E S PARAMETRES >>>*****
C
REAL
GAMA,nbre_aub,PI,MU25,Z25,Ti12,Ti0,GAMA3,M0,r,P3,P0,U,T12,T25is,
+TH025,TH03,T25,Ti3,reis,T3is,M3,S_tr,nbre_tr,PHI,debit_dist,H,
+Ta,NA,NB,M12,V12,rho3,Pi3,Pi25,Pi12,Pi0,X,Y,Pa,V18,debit_pr,
+debit_tot,lambda,a,S0,PRCNT,THETA_cc,CP_cc,GAMA_cc,PCI,THETA5,
+CP5,THETA_d,GAMA_d,CP_d,SIGMA,Pid,Pd,Ti25,Tid,Md,Vd,Td,Pi_cc,Pi5,
+V5,T5,Ti5,V1U,V2U,Va5,debit_c,F,debit_ext,Fsp,C_h,Re_g,M_cc,C_sp,
+P_ci,P_c,P_th,A1,A2,P_tr,Pp,REth,REtr,REp,RE_in,T18,Cp,T9,V9,V0
r=287.
GAMA=1.4
OPEN(10,FILE='Resultat_avec_refroidissement.DAT',STATUS='UNKNOWN')

C -----
C *****<<<< P A R A M E T R E S D E V O L >>>>*****
C -----
WRITE(*,*)'-Ce programme permet de calculer les performance d un-'
WRITE(*,*)'----- turboreacteurs avec refroidissement -----'
WRITE(*,*)'----- des aubes de la turbine HP CF6 80E1 -----'
WRITE(*,*)'*****'
WRITE(*,*)'DONNER LA HAUTEUR DE VOL [m] : '
READ(*,*)H
WRITE(*,*)'DONNER LE NOMBRE DE MACH : '
READ(*,*)M0
WRITE(*,*)'DONNER LA VALEUR DU DIAMETRE [mm] : '
READ(*,*)d

```

```

C -----
C ***** LES PARAMETRES *****
C -----
Pa=1.013
Ta=288.15
GAMA0=GAMA
S0=7.2
K=1.235
S0=7.2
nbre_tr=355
nbre_aub=46
PI=3.14159
reis=0.3757
reis3=0.9
f=0.016
re_cc=0.98
PCI=44*1E6
debit_c=2.74

C -----
C ***** LES EQUATION *****
C -----
T0=Ta- (0.0065*H)
Ti0=T0*(1+((GAMA0-1)/2)*M0**2))
P0=Pa*(1-(0.0065/Ta)*H)**5.255)
X=(1+((GAMA0-1)/2)*M0**2)
Y=(GAMA0/(GAMA0-1))
Pi0=P0*(X**Y)
M12=M0-0.25
GAMA12=GAMA
Pi12=Pi0
Ti12=Ti0
T12=Ti12/1.05
V12=M12*SQRT(GAMA12*r*T12)
GAMA25=GAMA
THETA12=(Ti12-1125)/875
CP25=1163.102+155.39*(THETA12)-89.582*(THETA12)**2-
+29.355*(THETA12)**3+53.42*(THETA12)**4
delta_hi=(MU25*Z25)*((2*V12)**2)
Ti25=(delta_hi/CP25)+Ti12
T25is=T12*((THO25)**((GAMA25-1)/(GAMA25)))
reis25=((CP25*Ti12)/delta_hi)*((THO25**((GAMA25-1)/(GAMA25))-1))
T25=T12+((T25is-T12)/reis25)
Pi25=Pi0*2.42
THETA25=(Ti25-1125)/875
CP3=1163.102+155.39*(THETA25)-89.582*(THETA25)**2-
+29.355*(THETA25)**3+53.42*(THETA25)**4
GAMA3=CP3/(CP3-r)
T3is=T25*(THO_3**((GAMA3-1)/(GAMA3)))
T3=T25+((T3is-T25)/reis3)
Ti3=895.24
M3=SQRT(((Ti3/T3)-1)*(2/(GAMA3-1)))
Pi3=THO_3*Pi25
P3=Pi3/((1+((GAMA3-1)/2)*(M3**2)))*((GAMA3)/(GAMA3-1))
rho3=(P3*1E5)/(r*T3)
V3=294.14
S_tr=PI*((d*1E-3)/2)**2
debit_aub=rho3*V3*S_tr*nbre_tr
debit_dist=(debit_aub)*(nbre_aub)
a=Pi0*1E5*S0*M0
b=(1+((GAMA0-1)/2)*(M0**2))**((GAMA0+1)/(2*(GAMA0-1)))
debit_tot=(a/b)*sqrt(GAMA0/(r*Ti0))
debit_in=(debit_tot)/(1+lambda)
debit_ext=(lambda)*(debit_in)
PRCNT=(debit_dist*100)/(debit_in)

```

```

write(10,*)'****debit de refroidissement du distributeur****'
write(10,*)'-débit total      debit_tot=',debit_tot,'[kg/s]'
write(10,*)'-debit primaire  debit_in=',debit_in,'[kg/s]'
write(10,*)'-debit externe   debit_ext=',debit_ext,'[kg/s]'
write(10,*)'-debit_aub=',debit_aub,'[kg/s]'
write(10,*)'-debit distributeur debit_dist=',debit_dist,'[kg/s]'
write(10,*)'*****POURCENTAGE DE REFROIDISSEMENT*****'
write(10,*)'PRCNT=',PRCNT,'%]'

```

C
C
C

```

-----
***** Refroidissement des aubes*****
-----
SIGMA_d=0.98
Vd=120
Tid=Ti3
THETA_d=(Ti3-1125)/875
CPd=1163.102+155.39*(THETA_d)-89.582*(THETA_d)**2-
+29.355*(THETA_d)**3+53.42*(THETA_d)**4
GAMAd=CPd/(CPd-r)
Td=Tid-(0.5*(Vd**2)/CPd)
Md=SQRT(((Tid/Td)-1)*(2/(GAMAd-1)))
Pid=SIGMA_d*Pi3
Pd=Pid/((1+(((GAMAd-1)/2)*(Md**2)))**((GAMAd)/(GAMAd-1)))
T_cc=1439.76
THETA_cc=(T_cc-1125)/875
CP_cc=1163.102+155.39*(THETA_cc)-89.582*(THETA_cc)**2-
+29.355*(THETA_cc)**3+53.42*(THETA_cc)**4
GAMA_cc=CP_cc/(CP_cc-r)
f=0.0165
re_cc=0.98
PCI=44*1E6
Ti_cc=((f*re_cc*PCI)/(CP_cc*(1+f)))+(Tid)/(1+f)
P_cc=Pd*((1+GAMA_d*(M_d)**2)/(1+GAMA_cc*(M_cc)**2))
Pi_cc=P_cc*(1+(((GAMA_cc-1)/2)*(M_cc)**2))**((GAMA_cc)/(GAMA_cc-1))
M_cc=SQRT(((Ti_cc/T_cc)-1)*(2/(GAMA_cc-1)))
PHI_5=2.96
U=169.16
V1U_5=-25.44
V2U_5=195.05
Ti_5=960.94
THETA_5=(Ti_5-1125)/875
CP_5=1292.626+204.786*(THETA_5)-99.475*(THETA_5)**2-
+17.65*(THETA_5)**3+39.359*(THETA_5)**4
GAMA_5=CP_5/(CP_5-r)
Pi_49=5.778736
Pi_5=Pi_49/PHI_5
Va_5=U/2
V_5=sqrt(Va_5**2+V2U_5**2)
T_5=Ti_5-(V_5**2/(2*CP_5))

```

C
C
C

```

-----
*****EJECTION*****
-----
M9=1
Pi9=P0*((1+(((GAMA-1)/2)*(M9**2)))**((GAMA/GAMA-1)))
visc_dy=4.02*1E-5
L=4.5
Tp=1300
U=339.20
rET=0.88
delta_Tcf=-55
delta_Tcm=-55
delta_Tetg=-110
n=2
delta_Tcf2=-26.315

```

```

deta_Tcm2=-26.315
n2=5
delta_Tetg2=-52.63
Re=(rho3*V3*d*1E-3)/visc_dy
St=(0.514*(Re**(-0.4)))/(1+((0.0426)*(L/d)))
h=St*rho3*CP3*V3
q=1852.89*1E3
Tf= Tp+(q/h)
Ti_sc=Tf/(1+((rET*(M_cc**2))*((GAMA_cc-1)/2)))
Ti_49=1233.15
THETA_49=(Ti_49-1125)/875
CP_49=1292.626+204.786*(THETA_49)-99.475*(THETA_49)**2-
+17.65*(THETA_49)**3+39.359*(THETA_5)**4
V_49=U/2
T_49=(Ti_49)-(V_49**2/(2*CP_49))
Te_HPT=Ti_sc
Ts_HPT=Te_HPT+delta_Tcf+delta_Tcm+(n-1)*delta_Tetg
Ti5_LPT=Ts_HPT+delta_Tcf2+delta_Tcm2+(n2-1)*delta_Tetg2
Ti9=Ti5_LPT
T9=Ti9/(1+((GAMA-1)/2)*(M9**2))
V9=M9*SQRT(GAMA*r*T9)
-----
C
C *****LES NOUVELLES PERFORMANCE*****
C
-----
V18=309.56
V0=M0*SQRT(GAMA*r*T0)
F=((debit_ext*(V18-V0))+debit_in*(V9-V0))+debit_c*V9)*1E-3
Fsp=F*1E3/(debit_ext+debit_c)
C_h=3600*(debit_c)
C_sp=C_h/(F*1E3)
P_ci=44000
P_c=(debit_c)*(P_ci)
T18=238.52
P_th=P_c-((debit_in*(T9-T0))+debit_ext*(T18-T0))
A=(debit_in/2)*(V9**2-V0**2)
B=(debit_ext/2)*(V18**2-V0**2)
P_tr=(A+B)*1E-3
Pp=F*V0
REth=P_th/P_c
REtr=P_tr/P_c
REp=Pp/P_tr
RE_in=P_tr/P_th
RE_g=((Pp/P_c)*100)

write(10,*)'***** POUSES *****'
write(10,*)'-La POUSSE F=',F,'[KN] '
write(10,*)'-La poussé spécifique Fsp=',Fsp,'[N.s/kg] '
write(10,*)'***** LES CONSOMATION *****'
write(10,*)'-La consommation HORAIRE C_h=',C_h,'[kg/h] '
write(10,*)'-La consommations SPECIFIQUE C_sp=',C_sp,'[kg/N.h] '
write(10,*)'***** LES PUISSANCES *****'
write(10,*)'-La puissance thermoquamanique P_th=',P_th,'[kv] '
write(10,*)'-La puissance thermique reel P_tr=',P_tr,'[kv] '
write(10,*)'-La puissance de propulsion Pp=',Pp,'[kv] '

write(10,*)'***** LES RENDEMENTS *****'
write(10,*)'-Le rendement thermodynamique REth=',REth
write(10,*)'-Le rendement thermique reel REtr=',REtr
write(10,*)'-Le rendement de propulsion REp=',REp
write(10,*)'-Le rendement interne RE_in=',RE_in
write(10,*)'-Le rendement global RE_g=',RE_g,'% '
write(10,*)'_____ '
END

```

Bibliographie

- [1] M. LEON : Réacteur GE CF6-80 Description .Edition N°2 07.89.
- [2] R. BIDARD, J.BONIN Energétique et turbomachine. Edition Eyrolles 1979.
- [3] AEROSPACE GROUP ROLLS ROYS, The Jet Engine. Edition 1996.
- [4] ANDRE PEYRAT-ARMANDY, Les avions de transport modernes et futurs Edition 1997.
- [5] ION PARACHIVOIU, Aérodynamique subsonique.
- [6] R. LAMOULINE, La pratique du Turbo Fan.
- [7] G. LEHAMANN, P. LEPOURY, Le turbo réacteur théorie.
- [8] M. BUISSON, J. FRANCOIS, Turbo Machines.
- [9] ARIELI, Turbo Moteur.
- [10] P. CARRIERE, Aérodynamique interne des réacteurs.
- [11] A. CARRERE, Initiation à la propulsion.
- [12] IRWINEA TREAGER, Les réacteurs Principe de fonctionnement.
- [13] LEHAMANN, LEPOURY, Technologie des Turboréacteurs Edition 1989.
- [14] GILBERT JOUGLEUX, Le moteur d'avion Edition 1976.
- [15] G. CASSOU, Cours Aérotechnique Edition 1971.
- [16] Training and Flight Operations Support and services AIRBUS A330.
- [17] C.MAYNARD, JPATON, Les avions Edition 1981.
- [18] GE Aircraft engines - CF6-80E1 Line Maintenance - Vol 1 GEK103031-1. A330-200 TECHNICAL TRAINING MANUAL.