

**Ministère de l'Enseignement supérieur
et de la Recherche Scientifique**

Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou

Faculté Génie Electrique et Informatique

Département électronique



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en électronique

Option : Instrumentation

THEME

Etude de la chaine instrumentation de bord du réacteur d'avion ATR. Test et application sur ITT.

Proposé et dirigé par :

Réalisé par :

Mr. ATTAF.Y

Mr. CHACHOUA R'zinne

**Encadreur :
Mr. Ounas Fayçal**



Promotion: 2010/2011

Résumé :

A l'heure de la mondialisation le déplacement des biens et des personnes a pris une importance considérable dans la vie de tous les jours. La liaison entre continents aujourd'hui est une chose aisée et de plus en plus courante, celle-ci est rendue possible par le développement de l'avion de plus en plus performant. Malgré les difficultés de faire décoller ces objets aussi lourds et les faire propulser dans l'air, l'avion reste le moyen de transport le plus sécurisé, et ceci est atteint grâce à l'avancée technologique et la maintenance des ces aéronefs au niveau des compagnies aériennes.

Air-Algérie occupe une place importante dans le transport. Elle répond aux normes internationales de l'aviation. Notre travail est effectué au sein des ateliers de la compagnie et consiste à étudier les différents instruments de bord principaux du réacteur d'avion et à simuler la température dans le moteur turbopropulseur.

Dans le premier chapitre on a présenté la compagnie aérienne Air-Algérie et la place qu'elle occupe dans le développement économique du pays. Dans le deuxième chapitre on a développé l'aérodynamique et la technologie des aéronefs, les avions sont équipés d'enregistreurs de vol (boîte noire) qui est un dispositif indispensable, il nous permet d'enregistrer tous les paramètres moteur et toutes les conversations entretenues dans l'appareil pour en cas d'un éventuel accident on pourra simuler le vol et déterminer les causes de l'incident. Dans le troisième chapitre on a étudié les réacteurs d'avions qui sont des turbomachines qui transforment l'énergie mécanique d'un fluide en énergie cinétique ce qui assure la propulsion des aéronefs. Les gaz d'échappements des réacteurs et les grandes vitesses de propulsion ont un impact écologique terme sonore et de consommation de carburant. Les réacteurs d'avion communiquent avec le pilote à l'aide d'une chaîne instrumentation placée dans le tableau de bord du cockpit qui donne toutes les informations concernant la navigation et les paramètres moteurs.

Dans le quatrième chapitre on a développé une approche de ces instruments, enfin un cinquième chapitre où on a testé et simulé à l'aide d'un banc d'essai la température dans le moteur turbopropulseur pour Observer la réponse de l'un des principaux instruments de bord qui est L'ITT (inter-turbine temperature).

Afin d'améliorer les performances d'un avion et le faire propulser dans l'air en toute sécurité, il faut soulever toutes les contraintes aérodynamique et mécanique auxquelles un aéronef est soumis. Dans notre travail on a expliqué deux phénomènes ; la torsion et la sur-température au niveau des réacteurs d'avions et ces deux derniers probablement peuvent se produire à chaque fois qu'un avion effectue un vol. Pour pouvoir éviter la destruction de l'appareil liée à ces phénomènes, l'avion est équipé de deux indicateurs : le Torque et ITT (inter-turbine temperature).

Notre stage au niveau de la compagnie d'air Algérie nous a permis de faire une approche des différents moteurs d'avion et a simuler la température dans ces derniers pour mieux illustrer et saisir l'avion.

En plus du travail descriptif de l'aviation en générale, on s'est un peu familiarisé

Avec la technologie aéronautique, on a également apporté notre touche en utilisant et en effectuant des tests sur un banc d'essai.

Nous espérons que ce travail servira de support aux promotions futures.

Remerciements :

Je remercie dieu le tout puissant qui m'a donné le courage et la patience.

Je tiens à remercier ma famille qui m'a soutenu durant tout mon cursus universitaire.

Je remercie également Mr, Mohammed Ouamar Hernnane professeur et chercheur au département algèbre théorie des nombres à l'université USTHB.

Mes remerciements vont aussi à mon promoteur Mr, Y. ATTAF qui m'a suivi le long de la réalisation de ce mémoire, à mon encadreur Mr, OUNAS Fayçal et tous les ingénieurs de la compagnie Air-Algérie pour leur collaboration et à Mr, Mohammed Chaouadi.

Dédicaces

À ma chère mère

À mon cher père

À mes frères et sœurs. A ANIS et SONIA et la Ptit YASMINE

À la mémoire de mes grands parents et de Hocine SAGHI.

À tous ceux qui me sont très chères.

Tables des matières

Remerciements

Dédicaces

Nomenclature

Liste des figures

Liste des tableaux

Introduction générale

Chapitre I

I .1 Présentation de compagnie d'AIR ALGERIE	1
I.1.1 historique	1
I.1.2 Le rôle de compagnie AIR ALGERIE	1
I.2.Missions et objectifs d'Air Algérie	1
I.2.1. Mission	1
I.2.2. Objectifs.....	2
I.2.3. Description de l'organisme d'accueil	2
I.2.3.1. Direction financière (D.F.C)	3
I.2.3.2. Direction commerciale (D.C).....	3
I.2.3.4. Direction des transports (D.TR)	3
I.2.3.4. Direction des transports (D.TR)	3
I.2.3.5 Direction de la logistique (D.LG)	3
I.2.3.5. Direction des frets (D.FT)	3
I.2.3.6. Direction de la planification et du contrôle de gestion (D.P.C.G)	3
I.2.3.7. Direction de l'informatique et de télécommunication (D.I.T)	3
I.2.3.8. Direction technique (D.T)	3
I.3. Objectifs de la direction technique	4
I.4. Organisation de la direction technique	4
I. 3. Flote de la compagnie AIR-ALGERIE	6

Chapitre II

I. Introduction	7
II.I. Avion ATR	7
II.I.1.Caractéristiques principales :	8
II.I.2. Les fournisseurs	8
II.I.3.Fournisseurs externes à ATR :	9
II.II. la physique de vol	10
II.II.1.La résultante des forces.....	11
II.II.2. La technique du vol	12
II.II.2.1.le pilotage	12
II.II.2.2. Mode hôtel	12
II.III. Boîte noire (aéronautique)	12
II.III.1. Caractéristiques communes	13
II.III.2. Enregistreurs de paramètres.....	14
II.III.3. Fonctionnement de la boîte noire	14
II.III.4. Caractéristiques	

II.III.5. Acquisition	15
II.IV. Conclusion.....	15
Chapitre III	
I. Introduction	16
II. Turbomachine	16
II.1.Fonctions et domaines d'utilisation des turbomachines	16
II.1.1. Récupération de l'énergie d'un fluide (turbines).....	16
II.1.2. Compression de gaz (compresseurs)	16
II.1.3. Propulsion par réaction	17
II.2. Le carburacteur	17
II.2. Le kérosène	17
III. Le turboréacteur	18
III.1.Constituant d'un turboréacteur	19
III.1.1. Entrée d'air et soufflante	19
III.1.2. Compresseur	19
III.1.2.1 Le rotor et le stator	20
III.1.2.2. Compresseur centrifuge.....	21
III.1.2.3.Compresseur axial	21
III.1.2.3.1. Définition	21
III.1.2.3.2. Moteur double flux	22
III.1.3. Chambre de combustion	23
III.1.4.Turbine et arbre de turbine	24
III.1.4.Tuyère	25
III.2. Fonctionnement du turboréacteur	25
III.3. Types de turboréacteurs	26
III.3.1. Le turboréacteur double flux	27
III.3.1.1. Domaine d'utilisation	28
III.3.2. Le turboréacteur pur-simple corps ou double corps	28
III.3.2.1.Domaine d'utilisation	28
III.3.3. Le statoréacteur	29
III.3.3.1. Domaine d'utilisation	29
III.4. Cas particuliers	29
III.4.1. Le post-combustion	29
III.4.2. Le pulsoréacteur	29
III.4.3. Le moteur fusée	30
III.4.4. Inverseur de poussée	30
III.4.5. Groupe auxiliaire de puissance	31
IV. Turbopropulseur	32
IV.1. Composition	33
IV.1.1. Une entrée d'air	33
IV.1.2. les compresseurs	34
IV.1.3. Une chambre de combustion	34
IV.1.4.Une turbine	34
IV.1.5. Une tuyère	34
IV.1.6.Une hélice	34
IV.1.7. Un réducteur	35
IV.2. Fonctionnement du turbopropulseur	

Figure.III.18 : schéma de principe du fonctionnement du turbopropulseur.	35
IV.3. Calcul de la puissance	36
IV.4. Domaine d'utilisation	36
V. Limitations technologiques	37
VI. Conclusion	38
Chapitre IV	
I. Introduction.....	39
II. Instruments de pilotage	39
II.1. Altimètre	39
II.2. Anémomètre	40
II.3. Variomètre	41
II.4. Horizon artificiel	42
II.4.1. Indicateur de virage et de dérapage (bille-aiguille)	42
II.4.2. Instruments gyroscopiques	42
II.5. Radioaltimètre (ou sonde altimétrique)	42
II.6. Instruments de radio-navigation	43
II.6.1. Radiocompas (ADF - Automatic Direction Finder)	43
IV.II.6.2. VOR (VHF Omnidirectional Range)	43
II.6.3. RMI (Radio Magnetic Indicator)	43
II.6.4. DME (Distance Measuring Equipment)	43
II.6.5. ILS (Instrument Landing System)	43
II.6.6. GPS (Global Positioning System)	43
II.7. Système de gestion de vol (FMS - Flight Management System)	44
II.7.1. Système de pilotage automatique	44
II.7.2. Directeur de vol (DV)	44
II.8. Systèmes d'alarmes	45
II.8.1. Avertisseur de décrochage	45
II.8.2. Avertisseur de proximité du sol	45
II.8.3. Dispositif d'évitement de collisions (TCAS)	45
III. Instruments moteur (paramètres moteur)	45
IV.III.1. Indicateur torque (torque indicator)	45
III.1.1. Description et opération de l'indicateur torque	45
III.1.2. Le rôle de l'indicateur de couple	46
III.1.2. Commande de la puissance	46
III.1.3. Phénomène de torsion	46
III.1.4. Arbres de torsion	47
III.1.5. Capteurs de couple	48
III.1.6. Fonctionnement des capteurs	48
III.2. Indicateur de température ITT (inter-turbine temperature)	50
III.2.1. Description.....	50
III.2.2. Les limites.....	51
III.2.3. Le rôle de l'indicateur ITT	51
III.2.4. Capteur de température	51
III.2.4.1. Thermocouples	52
III.2.4.2. Conversion tension température	53
III.2.5. Contraintes de fonctionnement	

III.2.6.Variation de pression et de température	54
IV.III.2.6.Conclusion	56
Chapitre V	
I.Introduction.....	57
II. Le banc d'essai	57
III. Procédure de test	59
III.1. Etat initial	59
III.2.Vérification de la consommation d'énergie	59
III.3.Vérification de déviation de l'aiguille.....	59
III.4. Vérification l'exactitude de l'indicateur	60
III.5. Vérification l'arrêt électronique	60
III.6.Vérification de l'affichage numérique	60
III.7.Vérification de la sortie FDAU	61
III.8. Vérification du fonctionnement de l'alarme	62
III.9. Vérifier les dispositifs de protection	62
III.10.Vérification de l'effet de la température	63
III.11.Vérification de la rigidité diélectrique	63
III.12. Vérification de la métallisation	63
IV. Réglage et ajustements	63
IV .1. Ajustement de l'affichage numérique	64
IV.2. Ajustement de l'affichage analogique (pointeur)	64
IV.3. Vérification de l'ajustement indicateur	64
IV.3.1. L'affichage analogique (pointeur)	64
IV.3.2. Affichage numérique	64
IV.4. Sortie FDAU	65
V. Conclusion	65
Conclusion générale	
Bibliographie	
Annexes	

INTRODUCTION GENERALE :

A l'heure de la mondialisation le déplacement des biens et des personnes a pris une importance considérable dans la vie de tous les jours. la liaison entre continents aujourd'hui est une chose aisée et de plus en plus courante, celle-ci est rendue possible par le développement de l'avion de plus en plus performant. Malgré les difficultés de faire décoller ces objets aussi lourds et les faire propulser dans l'air, l'avion reste le moyen de transport le plus sécurisé, et ceci est atteint grâce à l'avancée technologique et la maintenance des ces aéronefs au niveau des compagnies aériennes.

Air-Algérie occupe une place importante dans le transport. Elle répond aux normes internationales de l'aviation. Notre travail est effectué au sein des ateliers de la compagnie et consiste à étudier les différents instruments de bord principaux du réacteur d'avion et à simuler la température dans le moteur turbopropulseur.

Dans le premier chapitre on a présenté la compagnie aérienne Air-Algérie et la place qu'elle occupe dans le développement économique du pays. Dans le deuxième chapitre on a développé l'aérodynamique et la technologie des aéronefs, les avions sont équipés

d'enregistreurs de vol (boite noire) qui est un dispositif indispensable, il nous permet d'enregistrer tous les paramètres moteur et toutes les conversations entretenues dans l'appareil pour en cas d'un éventuel accident on pourra simuler le vol et déterminer les causes de l'incident. Dans le troisième chapitre on a étudié les réacteurs d'avions qui sont des turbomachines qui transforment l'énergie mécanique d'un fluide en énergie cinétique ce qui assure la propulsion des aéronefs. les gaz d'échappements des réacteurs et les grandes vitesses de propulsion ont un impact écologique

alors terme sonore et de consommation de carburant. Les réacteurs d'avion communiquent avec le pilote à l'aide d'une chaîne instrumentation placée dans le tableau de bord du cockpit qui donne toutes les informations concernant la navigation et les paramètres moteurs.

Dans le quatrième chapitre on a développé une approche de ces instruments, enfin un cinquième chapitre où on a testé et simulé à l'aide d'un banc d'essai

la température dans le moteur turbopropulseur pour observer la réponse de l'un des principaux instruments de bord qui est L'ITT (inter-turbine temperature).

Nous terminons ce travail par une conclusion générale, une bibliographie et des annexes.

I.1 Présentation de compagnie d'AIR ALGERIE :

I.1.1 historique :

Née de la fusion de la C.G.T de la compagnie AIR COMPAGNIE en 1953 sous l'ère française .AIR ALGERIE est la compagnie aérienne nationale .Après l'indépendance de l'Algérie en 1962 l'état algérien rachète 51% du capital de la compagnie puis 83% en 1970 avant de nationaliser la compagnie dans sa totalité en 1972 . Elle deviendra à nouveau une société par actions en 1997 et son capital passera de 2,5 milliards de dinars à 43 milliard de dinars.

Aujourd'hui, la compagnie transporte plus de 3 millions de passagers vers 45 destinations.une forte activité boostée par le flux migratoire de plus en plus élevé et dont les provenances et destinations varient.AIR ALGERIE est la première compagnie algérienne et dispose de 150 agences dans le monde.

L'année 1971 est une date historique dans la vie de la compagnie, venant de Seattle (U.S.A) deux Boeings 727-200 dotés d'un perfectionnement technique et commerciale.

Par cette acquisition AIR ALGERIE devient la première compagnie en Afrique à utiliser des aéronefs JET.

I.1.2 Le rôle de compagnie AIR ALGERIE :

le rôle essentiel de l'entreprise AIR ALGERIE dans l'activité économique est considéré des le lendemain de l'indépendance comme privilégié de l'exercice de la politique économique du pays qui devait permettre à l'Algérie de développer et de réaffirmer la coopération commerciale et culturelle avec ses partenaires.

I.2.Missions et objectifs d'Air Algérie :

I.2.1. Mission :

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

- L'exploitation des lignes aériennes intérieures et inter

de garantir les transports publics de personnes, de bagages, du fret et du 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 du transport des personnes et de la

marchandises à la demande.

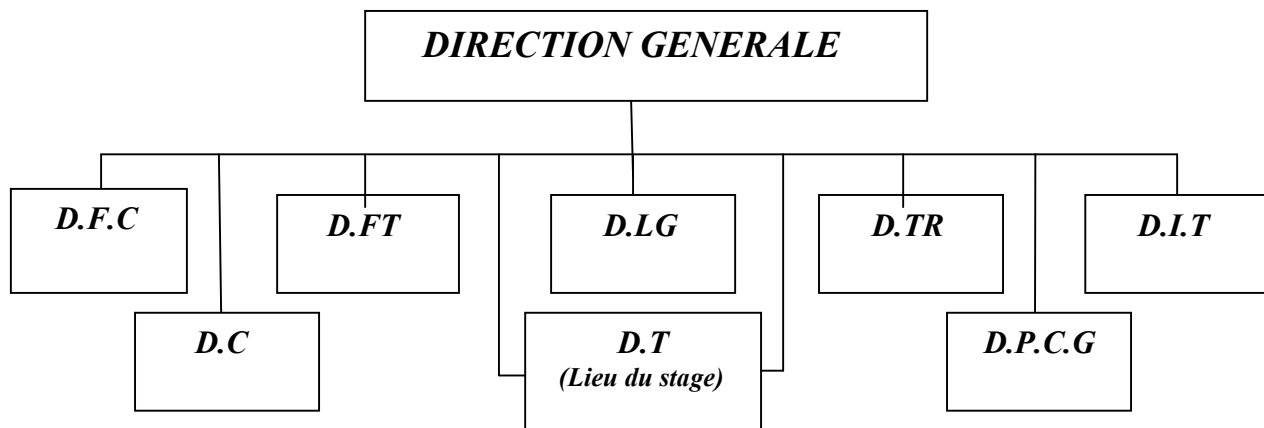
I.2.2. Objectifs :

Air Algérie s'est fixée comme objectifs :

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

I.2.3. Description de l'organisme d'accueil :

Air Algérie est une entreprise organisée en secteurs d'activités comme suit :



ORGANIGRAMME D'AIR ALGERIE

Nous citerons à titre d'exemple quelques directions :

I.2.3.1. Direction financière (D.F.C) :

La direction financière est chargée de la mise en œuvre de la politique générale de l'entreprise dans les domaines financiers et comptables.

I.2.3.2. Direction commerciale (D.C) :

La direction commerciale, comme son nom l'indique s'occupe du volet vente et la promotion des services que peut exécuter Air Algérie.

I.2.3.4. Direction des transports (D.TR) :

La direction des transports est chargée essentiellement des opérations d'embarquement des passagers et leurs bagages dans toutes les escales

I.2.3.5 Direction de la logistique (D.LG) :

La direction de la logistique est chargée de l'étude et de la réalisation des divers projets d'aménagement et de réparation de l'immobilier et du parc roulant utilisés par la compagnie.

I.2.3.5. Direction des frets (D.FT) :

La direction des frets s'occupe du volet prestations transport des colis et des marchandises.

I.2.3.6. Direction de la planification et du contrôle de gestion (D.P.C.G) :

La direction de la planification et du contrôle de gestion procède à l'élaboration et la révision annuelle des plans de développement de l'entreprise à long, moyen et court terme.

I.2.3.7. Direction de l'informatique et de télécommunication (D.I.T) :

La direction de l'informatique et de télécommunication a pour mission de définir la politique de l'entreprise dans le domaine de l'informatique et mettre à la disposition de la compagnie tous les moyens de communication téléphonique et Internet ; volet hardware ou software.

I.2.3.8. Direction technique (D.T) :

La direction technique est chargée essentiellement des opérations d'entretien et de maintenance des aéronefs.

Son rôle est d'assurer le bon fonctionnement des avions .Elle s'occupe du renouvellement des équipements en gérant les services technique, tout cela pour offrir les meilleures conditions de vol.

Elle est divisée en sous directions, qui sont :

- ❖ La sous direction de contrôle technique.
- ❖ La sous direction commerciale.
- ❖ La sous direction d'entretien des équipements.
- ❖ La sous direction engineering.
- ❖ La sous direction d'approvisionnement.
- ❖ La direction d'entretien en ligne.



Figure I.1: Photo aérienne de la base de maintenance d'Air Algérie

I.3. Objectifs de la direction technique :

La direction technique à plusieurs rôles, les plus importants sont :

- ❖ Mettre en œuvre les moyens humains à l'exécution des programmes d'entretien dans les meilleures conditions.
- ❖ Aligner les avions selon le programme établi par la direction d'exploitation avec un minimum d'écart.
- ❖ Représentation de l'entreprise au sein des organisations internationales sur le plan technique.
- ❖ Amélioration de la qualité des services de la direction technique.

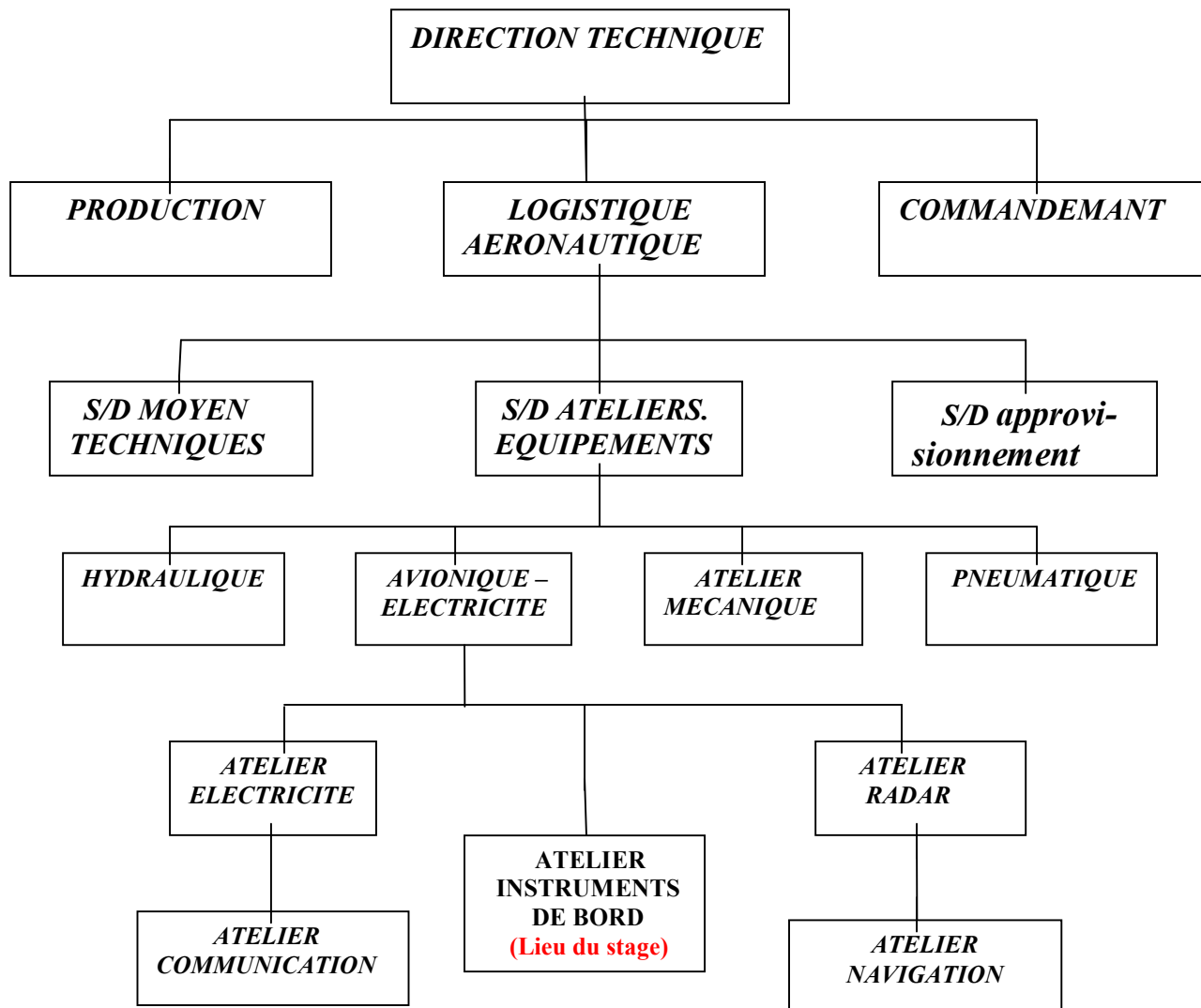
I.4. Organisation de la direction technique :

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance des appareils propres à Air Algérie ainsi que ceux qui lui sont confiés par les tiers (étrangers),

elle est organisée et structurée pour faire face aux travaux d'entretien de réparation et de révision des équipements et accessoires.

Le personnel de maintenance est en majeure partie, d'agent ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et leurs équipements.

Aussi la direction technique est organisée en sous directions, chacune à un rôle déterminé dont la description de quelques unes à titre d'exemple est confiée à l'organigramme ci-après. Juste pour rappel que ce schéma change souvent aux grés des changements du personnel de gestion.



Organigramme de direction technique

I. 3. Flote de la compagnie AIR-ALGERIE :

Air Algérie a acquis dans son histoire des aéronefs toujours à la pointe de la technologie pour répondre aux besoins de sa clientèle. Une opération de rajeunissement de sa flotte a été entamée par l'acquisition de 14 avions Boeing B737 nouvelle génération et de 5 avions gros porteurs airbus A330-200 pour le transport a long et moyen courrier et 8 avions de transport régional donc court courrier du type ATR 72-500 dont la description suivra aux prochains paragraphes. La dite opération a continué vers le renforcement de la flotte par le lancement d'opération d'achat de 5 autres avions B737 NG et de 4 avions type ATR 72-600 toujours la dernière version (voir tableau ci après pour plus de détails).

TYPE	NOMBRE	Passagers
AIRBUS 330	05	216
BOING 767-300	03	229
BOING 737-600 (NG)	05	164
BOING 737-800 (NG)	10	147
ATR 72-500	10	74
HERCULE L 382G	02	CARGO

Tableau : I.1. La flotte D'AIR-ALGERIE

I.Introduction :

L'aéronautique inclut les sciences et les technologies ayant pour but de construire et de faire évoluer un aéronef dans l'atmosphère terrestre. Un aéronef est un engin qui évolue dans l'atmosphère, pour sa sustentation. La navigation, la connaissance de l'atmosphère terrestre, la météorologie sont indispensables.

La technologie dont un avion est équipé est une technologie de pointe citant les boîtes noires qui sont des dispositifs qui permettent et aident à la conception des avions de plus en plus performants.

II.I. Avion ATR :



Figure : II.1.Avion de transport régional ATR

L'ATR est un avion bi-turbopropulseur, destiné aux compagnies aériennes de transport régional.

Il existe deux types d'ATR : ATR 42 et ATR 72, ce dernier étant une version allongée de l'ATR 42.

Les dernières versions commercialisées d'ATR sont les ATR 42-500 et ATR 72-500 qui ont des hélices à 6 pales (au lieu de quatre lors des versions plus anciennes) ce qui permet notamment de réduire considérablement le bruit de l'avion ; ces nouvelles versions ont permis d'améliorer les performances grâce à des nouveaux moteurs plus puissants.

II.I.1. Caractéristiques principales :

ATR 42 :

Nombre de places : de 42 à 50 places suivant la configuration.

Vitesse de croisière : de 265 à 304 kt (de 490 à 563 km/h) [1 kt = 1.852 km/h]

Rayon d'action : de 1170 à 1555 km.

Motorisation : 2 turbopropulseurs PW 120 à PW 127 avec hélice à 4 ou 6 pales.

Masse maximum au décollage : 18.6 t.

ATR 72 :

Nombre de places : de 64 à 74 places suivant la configuration.

Vitesse de croisière : de 277 à 280 kt (de 513 à 518 km/h).

Rayon d'action : de 1480 à 2020 km.

Motorisation : 2 turbopropulseurs PW 124 à PW 127 avec hélice à 4 ou 6 pales.

Masse maximum au décollage : 22 t.

II.I.2. Les fournisseurs :

ATR : le fruit d'une coopération européenne

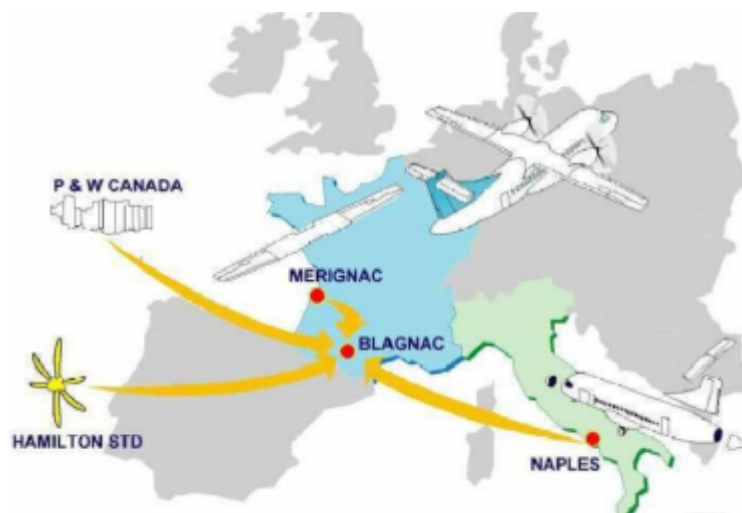


Figure .II.2 : pays fournisseurs

La chaîne d'assemblage des ATR se trouve à Saint-Martin du Touch. Les fournisseurs interviennent dans la fabrication des avions.

II.I.3. Fournisseurs externes à ATR :

Hamilton Sundstrand : hélices (4 et 6 pales)

Pratt & Whitney Canada : moteurs (ensembles turbopropulseurs)

Messier Dowty : trains d'atterrissage

Fournisseurs partenaires d'ATR :

EADS (Airbus) : voilures et installations motrices

Alenia : Fuselage et empennage

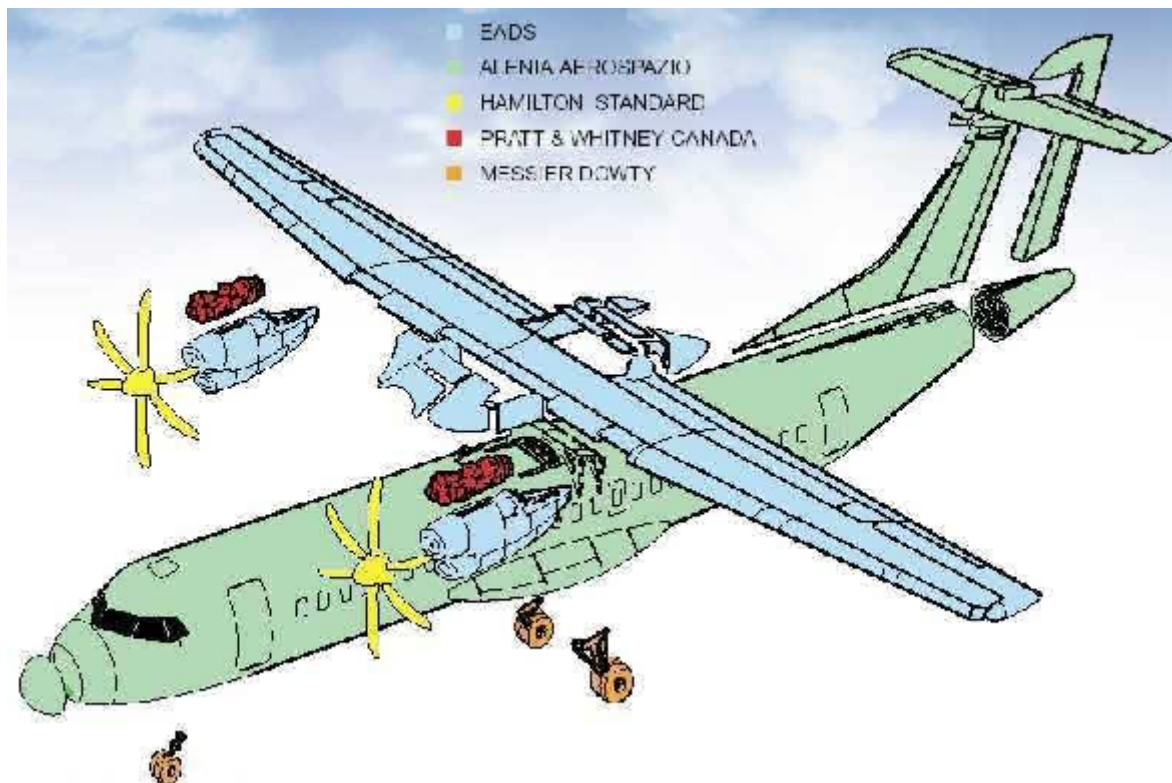


Figure : II.3. Avion de transport régional (ATR)

II.II. la physique de vol : [1]

Il faut d'abord rappeler qu'un avion vole grâce au vent relatif (l'écoulement d'air que subit l'aéronef s'il a de la vitesse). On peut d'ailleurs simuler ce vent relatif en soufflerie grâce à de puissants ventilateurs.

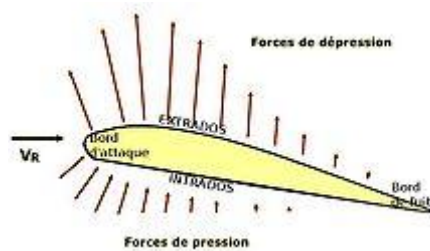


Figure: II.4. Le profil d'une aile d'avion : intrados, extrados, bord d'attaque, bord de fuite.

Quand le vent relatif passe au-dessus et au-dessous de l'aile, l'air qui passe sur l'extrados va plus vite que l'air qui passe sur l'intrados, obéissant ainsi à la condition de Kutta. (Voir annexe 2). La pression à l'extrados va être plus faible que celle à l'intrados. La dépression sur l'extrados et la pression sur l'intrados engendrent une force sur l'aile appelée portance.

Plus l'angle formé entre l'aile et le vent relatif (angle appelé incidence) est important, plus la résultante aérodynamique sera grande. Ceci reste vrai jusqu'au point de décrochage, où la portance commence à décroître à cause de la séparation des flux d'air.

La résultante aérodynamique est orientée vers le haut et légèrement vers l'arrière. La résultante aérodynamique R_a est décomposée conventionnellement en deux forces correspondant à ces deux effets :

- ❖ la portance, perpendiculaire au vent relatif,
- ❖ la traînée, parallèle au vent relatif.

II.II.1. La résultante des forces :

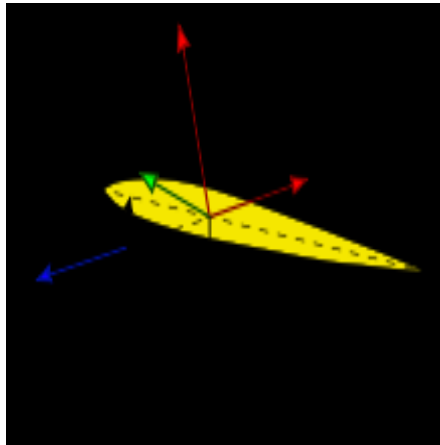


Figure : II.5. Forces auxquelles un avion est soumis.

Un avion subit trois types de forces :

la poussée du réacteur ou la traction de l'hélice entraînée par le moteur .
 le poids, effet de la gravité terrestre sur la masse de l'appareil .
 la résultante des forces aérodynamiques décomposée en portance et en traînée :

- ❖ la portance, créée par le déplacement dans l'air d'une aile profilée,
- ❖ la traînée, somme des résistances aérodynamiques est opposée au mouvement.

Ces forces sont représentées par 4 vecteurs :

la traction vers l'avant s'oppose à la traînée vers l'arrière,
 la portance vers le haut s'oppose au poids vers le bas.

Quand l'avion vole en palier à vitesse constante le poids est équilibré par la portance, la traînée est compensée par la traction.

À partir de cette position d'équilibre, toute modification de l'un des paramètres entraîne une modification de l'équilibre. Si le pilote réduit les gaz, la traction diminue, la traînée devient prépondérante et la vitesse diminue. Étant proportionnelle au carré de la vitesse, la portance diminue avec la vitesse : l'avion s'inscrit dans une trajectoire descendante, entraîné par son poids. En descendant, l'avion accélère à nouveau : la portance croît à nouveau, égale et dépasse le poids : l'avion remonte. En remontant, la vitesse diminue, et ainsi de suite... Lorsque les oscillations s'amortissent du fait de la stabilité en tangage,

l'avion se stabilise en un nouveau point d'équilibre : soit en descente à la même vitesse, soit en palier à une vitesse plus faible suivant son attitude de vol.

II.II.2. La technique du vol :

II.II.2.1.le pilotage :

Le pilotage dans le plan vertical (en tangage) consiste à intervenir sur la portance et la traction.

Le pilotage dans le plan horizontal (en virage) consiste à intervenir en plus sur le roulis (inclinaison latérale) et le lacet (la direction).

II.II.2.2. Mode hôtel :

Le mode hôtel est utilisé pour fournir l'air comprimé et la puissance électrique quand l'avion est au sol et que les moteurs ne sont pas démarrés ceci est semblable à un APU.

II.III. Boîte noire (aéronautique) :



Figure : II.6. Boîte noire de type « enregistreur de vol ».

Une boîte noire, est un dispositif qui enregistre des informations situées dans un avion. Une boîte noire enregistre des informations liées au vol dont l'analyse aide à déterminer les causes d'un incident ou d'un accident. Dans la pratique, les boîtes noires sont de couleur orange ou rouge, ce qui facilite la recherche si l'avion est détruit.

Il existe deux types de boîtes noires : les enregistreurs phoniques (Cockpit Voice Recorder : CVR) qui sont destinées à enregistrer les conversations du cockpit et les enregistreurs de paramètres (Flight Data Recorder : FDR) qui ont pour rôle d'enregistrer les données de vol. Elles sont placées à l'arrière de l'avion car c'est la partie qui est généralement la mieux conservée lors d'un impact avec le sol ou la mer.

À l'origine, le concept de boîte noire renvoie à un objet étudié par la façon dont il communique, interagit avec l'extérieur. L'enregistrement des données de vol correspondrait à l'idée de l'appareil étudié en tant que boîte noire, mais la désignation de l'appareil enregistreur lui-même comme étant une boîte noire n'est plus compatible avec l'acceptation théorique du concept.

II.III.1. Caractéristiques communes :

les boîtes noires ont pour caractéristique commune d'être équipées d'une balise ULB (Underwater Locator Beacon) qui se déclenche en cas d'immersion lorsque deux contacteurs sont humides et qui émet un signal à ultrason afin d'aider à la localisation de l'appareil. Le signal omnidirectionnel est émis à une fréquence de 37,5 kHz à 160 dB, toutes les secondes pendant une durée d'au moins trente jours consécutifs sur une portée de 2 km environ. Il peut être capté à une profondeur allant jusqu'à 6 000 mètres (environ 20 000 pieds) grâce notamment à des « towed pinger locators » (TPL) spécifiques constitués d'hydrophones passifs qui sont remorqués à faible vitesse (généralement entre 1 et 5 nœuds, selon la profondeur de remorquage) derrière des navires.

Introduites dans l'aviation à partir des années 1960, les boîtes noires étaient constituées par des enregistreurs sur bande magnétique avant d'être progressivement remplacées depuis les années 1990 par des enregistreurs électroniques considérés comme plus fiables étant donné l'absence de composants mécaniques et pouvant également stocker plus d'informations dans un volume plus faible, donc plus aisé à protéger.

Conçues pour ne pas être détruites dans une catastrophe aérienne, les données des boîtes noires sont protégées par trois couches de matériaux destinées à assurer leur survie au choc, à l'incendie et à l'immersion profonde.

À la suite d'un incident aérien, les boîtes sont analysées par les autorités en charge de la sécurité aérienne (en France, le Bureau d'enquêtes et d'analyses, BEA). Les données enregistrées permettent de reconstituer la phase finale du vol voire, dans les cas les plus récents, d'être introduite dans un simulateur de vol pour une répétition complète du vol.

II.III.2. Enregistreurs de paramètres :



Figure : II.7. Photographie de boîte noire.

Photographie de boîtes noires. Sur le dessus apparaît les inscriptions « Cockpit Voice Recorder. Do not open » (« Enregistreur phonique du cockpit. Ne pas ouvrir ») et « Flight Recorder. Do not open » (« Enregistreur de vol. Ne pas ouvrir »).

II.III.3. Fonctionnement de la boîte noire :

Les boîtes noires destinées à enregistrer les données de vol enregistrent différentes données relatives aux systèmes de l'avion, sa trajectoire, ses attitudes, sa vitesse. Actuellement, une boîte doit enregistrer au moins 28 données comme par exemple l'altitude, la vitesse, l'heure, la température ou la pression. Certains appareils plus récents et plus sophistiqués enregistrent jusqu'à 1 300 paramètres. À partir de ces données, il est possible d'effectuer une simulation informatique du vol. L'ensemble des informations des différents capteurs de l'avion est collecté par le FDAU (Flight Data Acquisition Unit) situé à l'avant du cockpit puis renvoyé vers l'arrière de l'avion où est situé l'enregistreur.

II.III.4. Caractéristiques :

Durée d'enregistrement : 25 heures (minimum réglementaire)

- ❖ Nombre de paramètres : de 28 à 1 300 (en 2009)
- ❖ Tolérance à l'impact : résistance à une accélération de 3 400 g pendant une durée de 6,5 millisecondes sur une cible
- ❖ Résistance au feu : 1 100 °C pendant une heure (température de combustion du kérosène)
- ❖ Résistance à la pression de l'eau : 5 000 mètres (environ 16 000 pieds) (correspondant à environ 500 bars)
- ❖ Autonomie de la batterie : 6 ans
- ❖ Durée d'émission de la balise subaquatique (en cas d'immersion) : 30 jours (autonomie électrique de la balise de localisation subaquatique)
- ❖ Dimensions : 32 x 13 x 14 cm environ

- ❖ Poids : 4,5 kg environ

II.III.5. Acquisition :

La norme ARINC 717 spécifie les interfaces entre le FDR et son environnement. Le FDR est relié aux différents calculateurs et capteurs de l'avion par l'intermédiaire d'un boîtier d'acquisition, le FDAU (Flight Data Acquisition Unit).

Ce boîtier est chargé d'acquérir les paramètres de vol. Ces acquisitions se font traditionnellement sur bus ARINC 429, bus de communication numérique très répandu, ou directement en analogique depuis des capteurs. Sur les avions plus récents (Airbus A380) les données sont récupérées sur le réseau Avionics Full Duplex, les bus ARINC 429 étant utilisés en secours uniquement pour les paramètres de vol les plus critiques.

Le FDAU sélectionne alors les paramètres acquis, puis les ordonne pour les envoyer au FDR dans une trame continue. Cette trame est formée de mots de 12 bits, envoyés à une cadence de 64 à 1 024 mots par seconde selon l'ancienneté de l'avion. Le FDR enregistre alors directement cette trame dans sa mémoire. Puis les données sont relues par le FDR et renvoyées au FDAU, qui contrôle alors la cohérence des données qu'il a envoyées et qu'il reçoit en retour (playback FDR). Cela permet de détecter un dysfonctionnement du FDR et de le signaler par une alarme dans le cockpit.

Le contenu de la trame doit satisfaire des exigences définies des réglementations nationales ou internationales qui spécifient la liste des paramètres à enregistrer, ainsi que leur cadence d'enregistrement et la précision requise.

Enfin, le FDAU envoie toutes les quatre secondes un signal au CVR, à l'instant du début d'un nouveau cycle de données envoyé au FDR. Cela permet, en cas d'accident, de retrouver la synchronisation des enregistrements du FDR et du CVR.

II.IV. Conclusion :

Les boîtes noires enregistrent tous les paramètres moteurs et grâce à ces enregistreurs on a pu simuler le vol des avions qui ont subi un accident et exposer le constat et les conditions de l'incident afin de concevoir des aéronefs plus sécurisés et développer des réacteurs plus performants.

Introduction :

un aéronef est propulsé grâce à la poussée générée par les moteurs (turboréacteur), ou tracté par des hélices qui tournent à l'aide d'une turbine libre (ou turbine de puissance TNP). Les avions à hélices sont munis de turbopropulseurs qui sont des systèmes de propulsion par réaction. Tous ces moteurs sont des turbomachines qui fonctionnent selon le principe d'une turbine à gaz.

II. Turbomachine :

Une turbomachine est une machine tournante qui réalise un transfert d'énergie entre son arbre propre, et un fluide en mouvement. Ce transfert peut s'effectuer dans les deux sens :

- ❖ une récupération de l'énergie du fluide sur l'arbre de la machine (fonction réalisée par les machines de type **turbine**).
- ❖ une augmentation de l'énergie du fluide par fourniture d'énergie mécanique sur l'arbre de la machine (fonction réalisée par les machines de type **compresseur, ventilateur, pompe ...**).

II.1. Fonctions et domaines d'utilisation des turbomachines :

II.1.1. Récupération de l'énergie d'un fluide (turbines) :

liquide : récupération d'énergie potentielle hydraulique (barrages,...)

gaz : turbines, turbocompresseurs, turbopompes, turbines associées à d'autres éléments (compresseurs, chambres de combustion,...) pour la production d'énergie mécanique, ou pour la propulsion en aéronautique.

II.1.2. Compression de gaz (compresseurs) :

Une fonction qui se présente dans des domaines très diversifiés : industrie chimique (pression de réaction), industrie pétrolière (extraction du pétrole), ou simplement création d'air comprimé.

Compresseurs associés à d'autres éléments (turbines, chambres de combustion,...) pour la production d'énergie mécanique, ou pour la propulsion en aéronautique.

II.1.3. Production d'énergie mécanique à partir d'une source de chaleur :

Production réalisée par des turbines à gaz ou des turbines à vapeur. Ces machines associent dans un cycle thermodynamique turbines, compresseurs, sources de chaleur, refroidisseurs,... Puissance variant de quelques kW à plusieurs dizaines de MW.

Production d'énergie électrique (aérospatiale, avions, chars, réseau nationale,...)

Production d'énergie mécanique : entraînement d'hélice de bateau, d'avion (turbopropulseur), de rotor d'hélicoptère ...

Turbines à vapeur essentiellement destinées à la production de forte puissance d'énergie électrique dans les centrales thermiques.

II.1.4. Propulsion par réaction :

Ces machines associent dans un cycle thermodynamique turbines, compresseurs, chambres de combustions, tuyères...

- ❖ Turboréacteurs.
- ❖ Turbofans (multiflux)

II.2. Le carburéacteur :

Les carburants sont des hydrocarbures liquides ou gazeux qui, mélangés avec de l'air, permettent de transformer, par combustion, l'énergie thermique libérée en énergie mécanique dans divers types de moteurs : à essence, diesel, réacteur d'avion. Un carburéacteur est un produit spécifiquement destiné à l'alimentation des moteurs pour les avions.

Le kérosène est essentiellement utilisé dans la fabrication de carburant pour l'aviation (turboréacteur et turbopropulseur) notamment le Jet A-1, le principal d'entre eux.

II.2. Le kérosène :

Le kérosène est une coupe issue de la distillation atmosphérique du pétrole (entre 150 et 180 °C et entre 225 et 250 °C). C'est un mélange d'hydrocarbures contenant notamment des alcanes C_nH_{2n+2} de formule chimique allant de C_9H_{20} à $C_{15}H_{32}$.

Le kérosène Jet A-1 est le carburéacteur le plus utilisé, il est destiné à l'alimentation des avions à réaction civils et militaires (avions équipés de turboréacteurs).

En raison des fortes contraintes liées au domaine aéronautique (propriétés en altitude, absence impérative d'eau et de matières en suspension) et des conséquences fatales qu'induirait l'utilisation d'un carburant de mauvaise qualité, le carburéacteur est un produit aux spécifications internationales particulièrement

drastiques. Il doit posséder une bonne résistance au froid ($\sim -50\text{ }^{\circ}\text{C}$) pour éviter le figeage qui empêcherait l'alimentation du réacteur de l'avion. De même, la présence d'eau est étroitement surveillée pour empêcher la formation de cristaux de glace. Le carburant est rigoureusement contrôlé à plusieurs stades,

de sa fabrication, son transport, son stockage et jusqu'à son utilisation.

Il existe une variante du Jet A-1, le Jet A, qui alimente les avions de lignes intérieures américaines ; sa seule particularité réside dans son point de congélation un peu plus élevé ($-38\text{ }^{\circ}\text{C}$ au lieu de $-47\text{ }^{\circ}\text{C}$ pour le Jet A-1).

Les avions à moteur à hélice, moins nombreux, utilisent des essences proches des essences automobiles avec toutefois un indice d'octane plus élevé.

III. Le turboréacteur :

Le turboréacteur est une turbomachine, un système de propulsion essentiellement utilisé pour les avions. La poussée résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (entrée d'air) et la sortie (tuyère).

Ventilateur Compresseur BP Compresseur HP Chambre de combustion

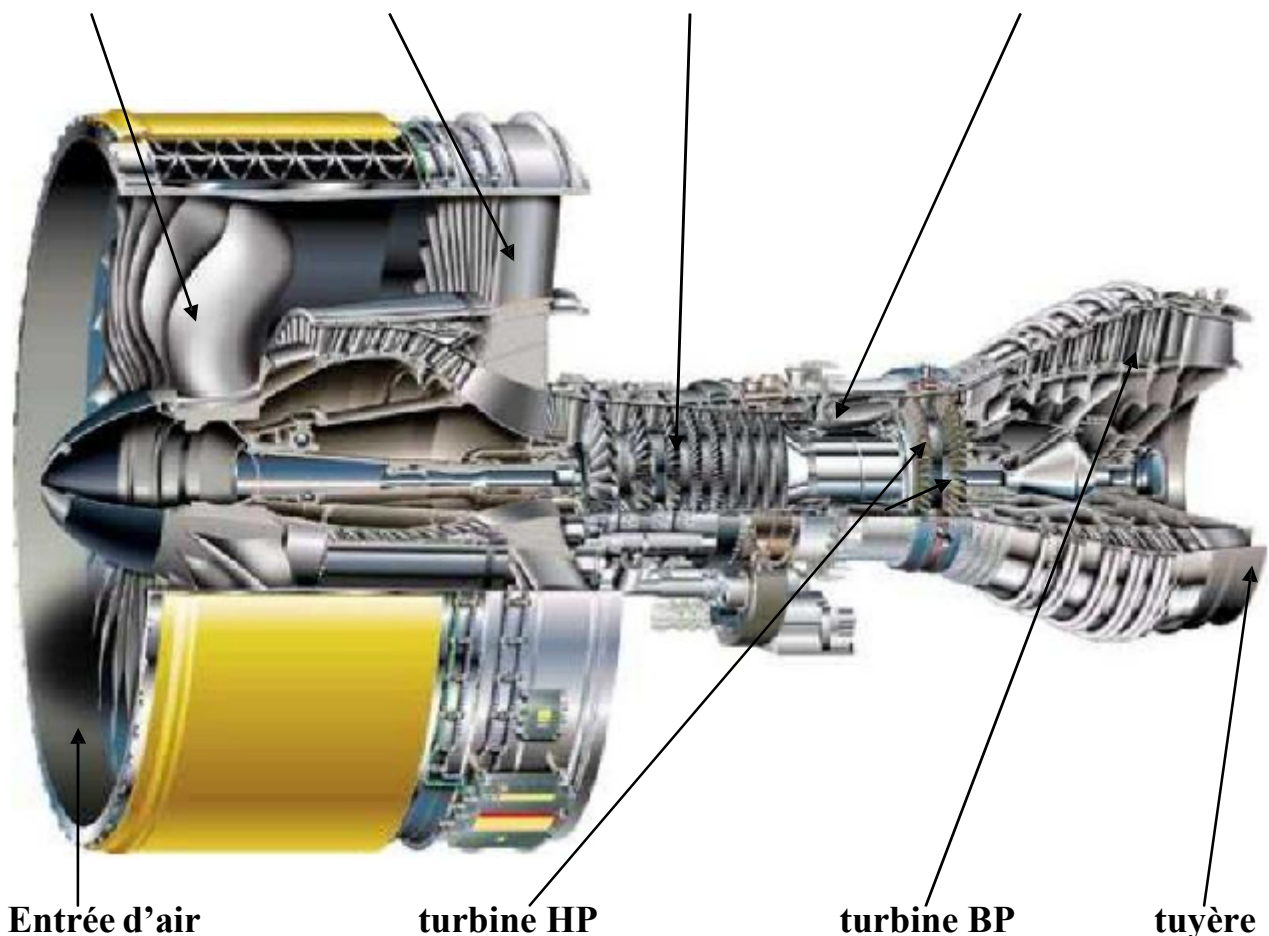


Figure.III.1 : Turboréacteur

III.1. Constituant d'un turboréacteur :

III.1.1. Entrée d'air et soufflante :



Figure.III.2 : 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. Des volets sont parfois utilisés pour adapter la quantité d'air aux conditions du vol (vitesse et attitude de l'avion).

Lorsque le turboréacteur n'est pas installé dans le fuselage, l'entrée d'air se confond avec le premier étage du compresseur. Ce premier étage est, dans le cas des turboréacteurs à double flux (**voire figure .III.7**), remplacé par une soufflante. Constituée de pales et 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.

III.1.2. Compresseur :

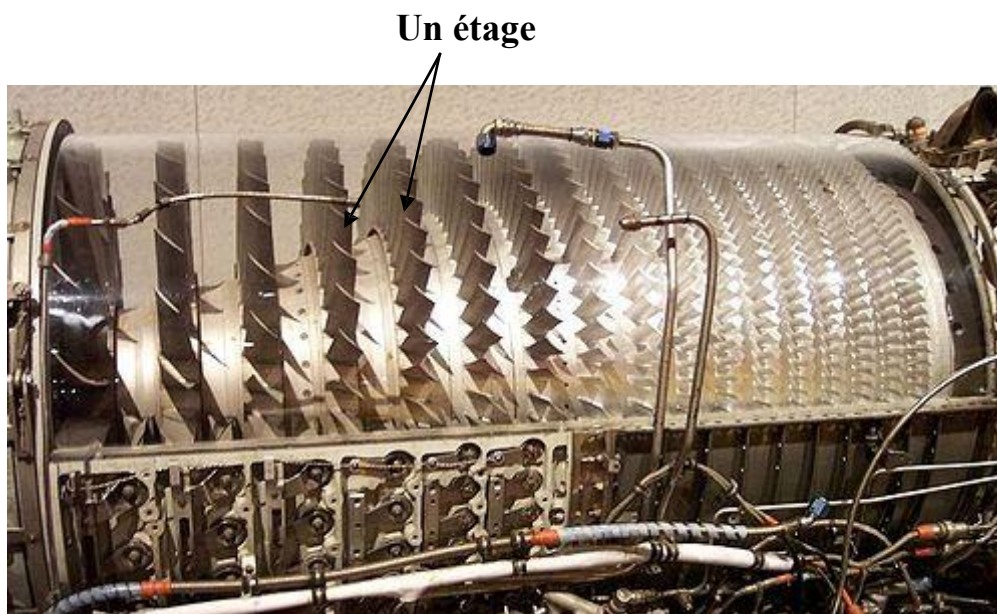


Figure.III.3 : Compresseur axial.

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 et la compression axiale.

Dans le premier cas, un seul compresseur oblige l'air, sous l'effet de la force centrifuge, à passer dans une section divergente (en s'élargissant) ce qui comprime l'air. Dans le deuxième cas, le compresseur est constitué de plusieurs étages. Un étage représentant dans l'ordre un rotor et un stator (voir figure 4). Un rotor force l'air dans une section divergente tandis qu'un stator (qui peut être divergent lui aussi) redresse le flux pour le présenter à l'étage suivant sous la meilleure incidence possible.

III.1.2.1 Le rotor et le stator :

Un étage de turbomachine se compose d'une partie mobile appelée rotor (ou rouet) et d'une partie fixe appelée stator (ou selon le cas : redresseur, distributeur, diffuseur,...)

Rotor :

Son Rôle est d'assurer le transfert d'énergie entre l'arbre de la machine et le fluide en mouvement. L'écoulement étant défléchi au passage de la roue, il existe donc une force exercée par le fluide sur les aubages. Le point d'application de la force se déplace du fait de la rotation des aubages, il y a donc travail => **échange d'énergie**.

stator :

Son rôle est de modifier la forme d'énergie (énergie cinétique en pression, ou inversement). Il existe comme pour la roue mobile une force exercée par le fluide sur les aubages, liée à la déflexion de l'écoulement. Par contre l'aubage étant fixe, il n'y a pas de déplacement du point d'application de la force. Donc pas de travail ce qui implique => **pas d'échange d'énergie**.

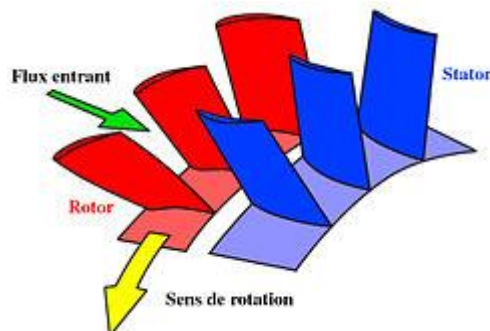


Figure.III.4 : représentation du rotor-stator.

III.1.2.2. Compresseur centrifuge

Compresseur centrifuge

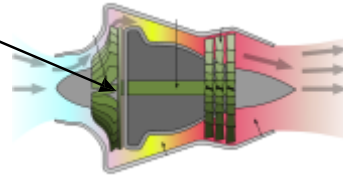


Figure.III.5 : compresseur centrifuge.

un compresseur centrifuge mû par la turbine. Ils ont le mérite de la simplicité, étant donné qu'un seul étage d'aube réalise la compression et qu'un seul arbre relie la turbine au compresseur.

Mais leur faible longueur s'accompagne d'un fort diamètre nécessaire à une bonne compression. L'air atteint en effet sa compression maximale à l'extrémité du compresseur puisque la force centrifuge est d'autant plus grande que son point d'application est éloigné de l'axe de rotation.

III.1.2.3. Compresseur axial :

III.1.2.3.1. Définition :

Notion de corps :

On appelle corps un ensemble compresseur-turbine accouplés sur un même arbre et tournant donc à la même vitesse. Un turboréacteur peut être mono-, double ou triple corps.

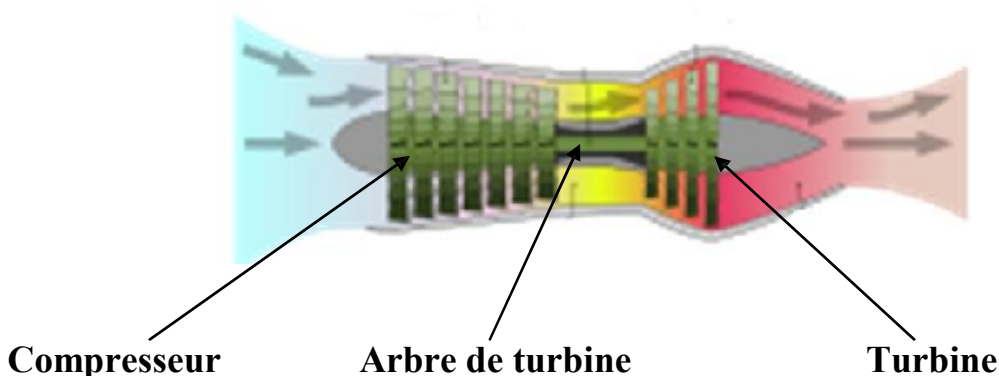


Figure.III.6 : moteur simple corps.

L'augmentation croissante du poids des aéronefs amène les ingénieurs en aéronautique à imaginer des solutions pour améliorer la poussée fournie par le turboréacteur. Avec une meilleure maîtrise de la métallurgie sont introduits des compresseurs axiaux combinés à des aubages fixes (stators). Du fait de la moindre efficacité, ils nécessitent plusieurs étages tournant à la même vitesse mais peuvent supporter des vitesses de rotation nettement plus élevées.

Dans les premiers turboréacteurs, centrifuges comme axiaux, turbine et compresseur forment un unique ensemble cinématique. On parle alors de compresseurs/moteurs simple corps ou simple attelage. Pour accroître l'efficacité du turboréacteur, le compresseur est désormais divisé en deux parties successives : une à basse pression et une à haute pression, mues par deux turbines successives (haute et basse pression). On parle alors de turboréacteurs double corps ou double attelage (**voir figure : 7**). La vitesse de rotation des deux corps étant différente, ces moteurs nécessitent deux arbres concentriques et sont donc plus longs et plus lourds. En contrepartie, le rendement est nettement amélioré.

Les deux arbres tournent généralement dans le même sens, afin de ne pas imposer aux roulements (ou paliers) les reliant, des vitesses de rotation trop importantes. Dans certains cas toutefois, ils tournent dans des sens différents, ce qui a pour avantage, un meilleur rendement aérodynamique.

Tous les moteurs de nouvelle génération sont à double corps, voire à triple corps pour ceux à très fort taux de dilution. Cette dernière configuration est une spécificité de la famille de moteurs Rolls-Royce "Trent" pour l'aviation civile.

III.1.2.3.2. Moteur double flux :

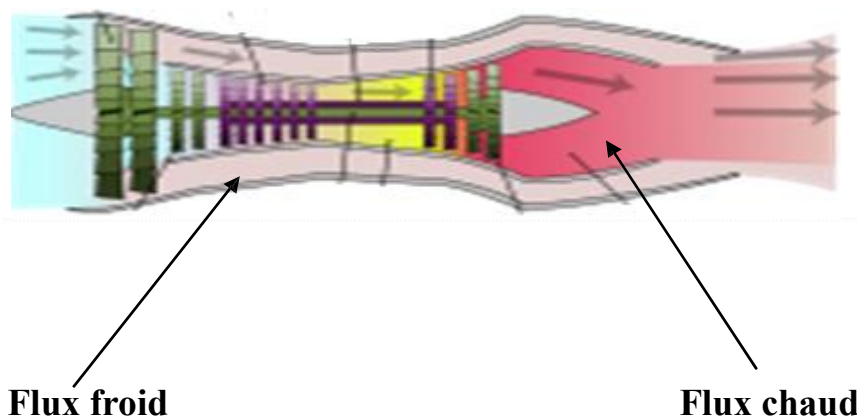


Figure.III.7 : moteur double corps et double flux.

Les moteurs sont dits à simple flux quand la totalité de l'air admis traverse le moteur et actionne les turbines. Les turboréacteurs à simple flux sont très bruyants et n'atteignent leur meilleur rendement qu'au-delà de **Mach 1** voir (annexe 2).

Bien plus économiques aux vitesses subsoniques et moins bruyants, les turboréacteurs à double flux sont apparus dans les années 1960. 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 de gaz, 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, égal au rapport du flux froid massique (dit secondaire) sur le flux chaud massique (dit primaire). Les moteurs militaires optimisés pour le vol supersonique peuvent atteindre un taux de dilution en dessous de 1, alors que les moteurs civils pour avion 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 turbopropulseur.

III.1.3. Chambre de combustion :

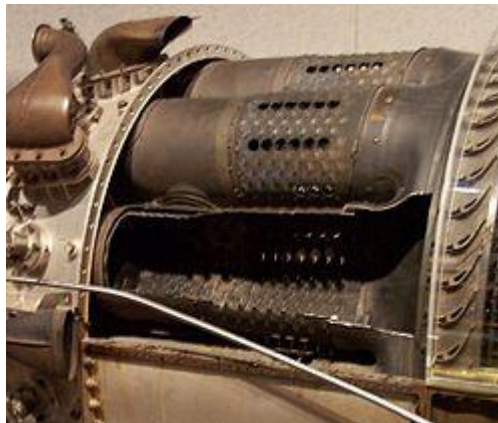


Figure.III.8 :Chambre de combustion.

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, mélangé à l'air fourni par le compresseur, et brûlé.

La consommation spécifique est liée au rendement de combustion. Pour l'améliorer, il faut assurer un mélange comburant-carburant aussi intime que possible par obtention d'un écoulement tourbillonnaire entre les écoulements linéaires à l'entrée et à la sortie. La conception aérodynamique de la chambre de combustion est donc particulièrement compliquée.

III.1.4. Turbine et arbre de turbine :

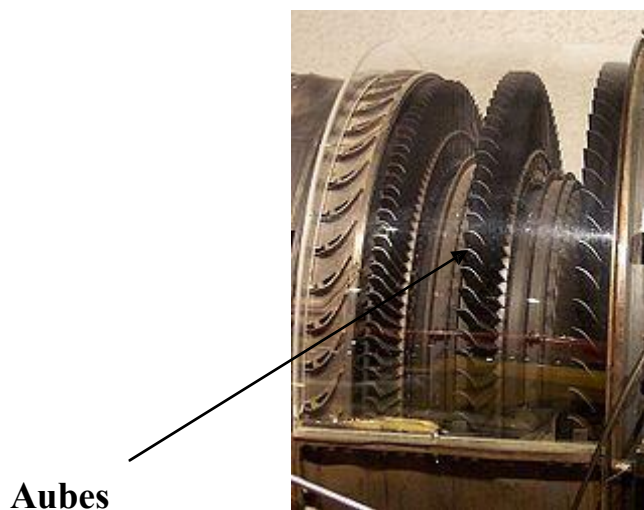


Figure.III.9 : La turbine

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 à basse pression. La turbine HP, dont les aubes 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 (solution privilégiée pour les turbopropulseur et les turbomoteur), le travail de détente (quasi complet) ne s'effectue que dans le stator. L'énergie cinétique ainsi engendrée sera récupérée sous forme d'énergie mécanique afin d'entraîner le compresseur, le réducteur, l'hélice ou la voilure tournante suivant le cas, ainsi que les accessoires nécessaires au moteur.

Dans une turbine à réaction, la détente s'effectue à la fois dans le stator et dans le rotor. De plus, dans ce type de turbine, seule une "faible" partie de l'énergie des gaz est détendue afin de la récupérer sous forme d'énergie mécanique, étant donné que l'ensemble turbine-compresseur (ajouté à cela la soufflante) est moins "lourd" à entraîner qu'un ensemble avec hélice. Le restant d'énergie sera récupérée au niveau de la tuyère, sous forme d'énergie cinétique, afin de créer la poussée.

III.1.4. Tuyère :



Figure.III.10 : Tuyère

La tuyère assure l'éjection des gaz brûlés ainsi que leur retour à la pression ambiante. L'accélération du flux qui en résulte génère la poussée.

III.2. Fonctionnement du turboréacteur :

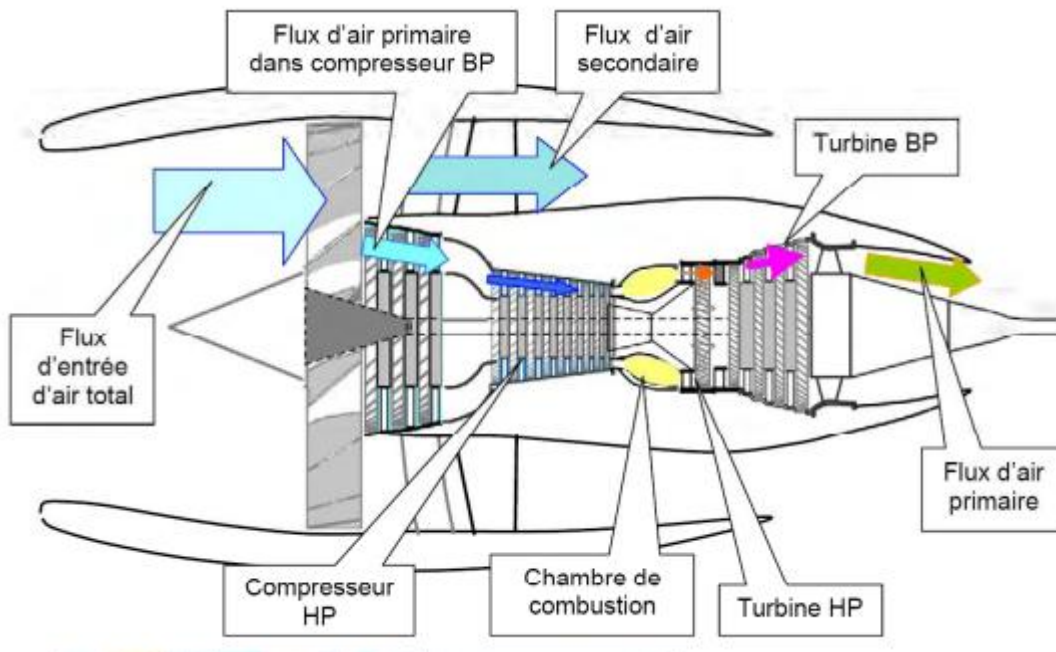


Figure.III.11 : schéma de principe du fonctionnement du réacteur

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 qui, par réaction d'où le terme de moteur à réaction engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé, vers l'avant. Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz.

Une turbine à gaz est une machine tournante thermodynamique dont le rôle est de produire de l'énergie par combustion. Un schéma est représenté sur la figure 11. Plusieurs éléments caractéristiques sont montés en série : le compresseur, la chambre de combustion et la turbine. Le compresseur et la turbine sont composés de parties fixes : les stators et de parties tournantes ; les rotors. La turbine possède un axe de rotation sur lequel sont fixées ces parties tournantes. Le compresseur et la turbine peuvent être composés de plusieurs étages : plusieurs rotors et stators sont alors placés en série. Le compresseur fait subir une compression au gaz qui le traverse, un gaz passant dans une turbine subit une détente. Le principe de fonctionnement d'une turbine à gaz peut être résumé de la façon suivante :

L'air extérieur est admis dans le compresseur. Il y subit une ou plusieurs compressions, selon le nombre d'étages (voir figure 3) ou l'on sépare également le compresseur basse pression et haute pression. Sa température et sa pression augmentent (voir figure IV.13).

En sortie du compresseur une partie de cet air entre dans la chambre de combustion. Le carburant y est également injecté et brûle avec l'air. À cause de la combustion la température augmente.

Les gaz brûlés sortent ensuite de la chambre de combustion pour passer par la turbine. L'action des gaz brûlés sur les aubes de la turbine met en rotation la turbine et l'arbre de la turbine fait tourner le compresseur. Ainsi la boucle est bouclée et le compresseur en tournant aspire davantage de l'air.

Les gaz brûlés d'échappement sont finalement expulsés. Ils passent par la tuyère, qui accélère ces gaz brûlés. Les gaz ainsi injectés induisent la poussée.

Le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre temps : admission, compression, combustion et détente/échappement.

Calcul de la poussée : [2]

La poussée d'un turboréacteur peut être calculée approximativement à partir de l'équation :

$$F_{\text{poussée}} = \dot{m} \times (V_{\text{sortie}} - V_{\text{entrée}}) \dots\dots\dots 1$$

Où ;

\dot{m} : Débit massique de l'air passant dans le moteur, le débit du carburant étant négligeable (kg/s)

V_{sortie} : vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s)

$V_{\text{entrée}}$: vitesse d'entrée des gaz dans le compresseur (m/s)

$\dot{m} \times V_{\text{sortie}}$ représente la poussée de la tuyère, tandis que $\dot{m} \times V_{\text{entrée}}$ correspond à la force de traînée de l'entrée d'air. Ainsi, pour que le turboréacteur crée une poussée vers l'avant, il faut que la vitesse des gaz d'échappement soit supérieure à celle de l'aéronef.

Une même poussée peut être obtenue avec un débit plus faible et une vitesse d'éjection du gaz plus élevée, ou au contraire, un débit plus élevé à moindre vitesse. Il est cependant plus avantageux de favoriser le débit plutôt que la vitesse. En effet, toute l'énergie cinétique contenue par le gaz sortant est perdue pour l'avion. L'idéal serait donc de réduire cette énergie à zéro, ce qui correspond à un gaz sortant à vitesse nulle par rapport à l'air ambiant, c'est-à-dire à une vitesse proche de celle de l'avion lui-même. En outre, l'énergie thermique contenue par le gaz est également perdue. Il est ainsi important de convertir au maximum cette énergie sous forme d'énergie cinétique, via une tuyère adaptée, ce qui se traduit par une réduction de la température du gaz.

C'est la raison du développement des turbopropulseurs (voir figure 16), et des réacteurs double flux munis d'une très large soufflante. Leur débit est plus élevé et la température des gaz plus basse. Pour une même poussée, leur rendement plus élevé permet une moindre consommation de carburant, une moindre charge en carburant, donc une charge utile supérieure.

III.3. Types de turboréacteurs :

III.3.1. Le turboréacteur double flux :

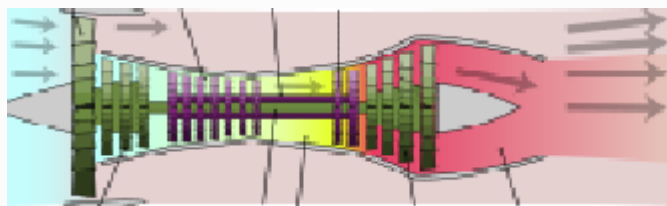


Figure.III.12 : Schéma d'un turboréacteur double flux

Ce type de moteur (appelé aussi couramment turbofan) associe un turboréacteur « pur » à travers lequel circule le flux primaire, flux chaud, et une soufflante qui aspire l'air ambiant pour le faire passer à travers une soufflante qui crée un flux secondaire, flux froid, qui est éjecté à travers la tuyère.

entraîne le flux concentrique secondaire, flux froid. Le rapport entre flux chaud et flux froid est appelé taux de dilution.

III.3.1.1. Domaine d'utilisation :

Le rendement de propulsion maximum de 70 % est obtenu vers Mach 0,8. Il est proportionnel au taux de dilution. Lorsqu'un avion vole à Mach 0,8, l'air ne circule pas à la même vitesse sur l'ensemble de la structure et des phénomènes transsoniques peuvent se produire. Les vitesses de l'ordre de Mach 0,8 - 0,9 sont donc devenues la norme pour la quasi-totalité des avions de transport civil, ce qui explique le grand développement de ce type de propulseur

III.3.2. Le turboréacteur pur-simple corps ou double corps :



Figure.III.13 : Schéma du turboréacteur pur

Les premiers turboréacteurs construits après la seconde guerre mondiale ont été des turboréacteurs « purs » à simple corps : une seule turbine entraîne le compresseur et la totalité du flux d'air traverse le corps du réacteur. Pour des raisons d'efficacité de la compression, il est nécessaire de séparer le compresseur en deux parties : basse pression et haute pression tournant à des vitesses différentes. On dispose donc deux axes coaxiaux : la première turbine actionne le compresseur HP et la seconde le compresseur BP.

Le turboréacteur à double flux n'est pas toujours à double corps. Les anciennes générations possédaient un seul arbre pour entraîner la turbine BP et HP. Aujourd'hui, les réacteurs à double flux possèdent généralement deux, voire trois corps, afin de permettre des vitesses de rotation différentes pour les aubes du flux secondaires, le compresseur BP et le compresseur HP.

III.3.2.1. Domaine d'utilisation :

Le turboréacteur a été utilisé sur tous les types d'avions développés à partir de la fin de seconde guerre mondiale. Son faible rendement en subsonique l'a fait abandonner au profit du réacteur à double flux pour les avions commerciaux. Le rendement de propulsion maximum de 75 % est obtenu à des vitesses supérieures à Mach 1,5. Il continue donc à équiper les avions militaires (intercepteurs en particulier) qui ont besoin de bonnes performances de vitesse à toutes les altitudes.

III.3.3. Le statoréacteur :

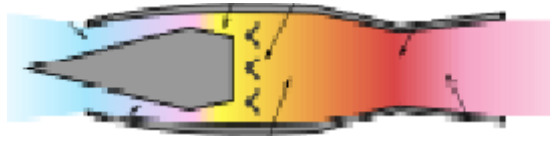


Figure.III.14 : Schéma du statoréacteur

Le statoréacteur est un réacteur dont la compression est assurée uniquement par la forme de la manche d'entrée. Sa conception est très simple puisqu'il n'utilise pas d'élément tournant. Il ne peut fonctionner que si sa vitesse est élevée et ne peut donc pas servir pour un avion décollant de manière autonome.

III.3.3.1. Domaine d'utilisation :

Ce propulseur n'a pas connu de développement substantiel sur avion. Par contre, il est utilisé sur les missiles air-air, ceux-ci étant lancés à partir d'un avion dont la vitesse propre sert au démarrage du statoréacteur. Sa grande consommation spécifique le confine à des utilisations de courte durée. Noter que le post-combustion, utilisée sur les turbo-réacteurs, peut être considérée comme l'ajout d'un statoréacteur derrière la turbine.

III.4. Cas particuliers :

III.4.1. Le post-combustion :

Le post-combustion consiste à ajouter un statoréacteur à la sortie d'un réacteur. Elle permet d'obtenir une poussée supplémentaire au décollage ou pour atteindre les régimes supersoniques. La consommation spécifique du statoréacteur est très élevée et son usage est réservé aux avions militaires, exception faite du Concorde et du Tupolev Tu -144

III.4.2. Le pulso-réacteur :

Le pulso-réacteur est un réacteur sans éléments tournants, dont la géométrie permet de produire une poussée modeste mais réelle. L'entrée d'air de certains modèles de pulso-réacteurs comporte des volets d'obturation pour diriger les gaz brûlés vers la sortie. C'est le cas des missiles V1 utilisés pendant la seconde guerre mondiale (les V2 utilisent un autre type de propulseur : moteur fusée à carburant liquide). D'autres pulso-réacteurs sont formés d'un simple tube respectant des proportions géométriques permettant une résonance qui entretient un cycle injection + échappement / explosion. Le moteur doit être amorcé par une injection d'air comprimé donnant la vitesse initiale au flux. Depuis, des aéromodélistes l'ont utilisé avec succès en vol, sur des modèles il est vrai atrocement

pas d'avion utilisant ce type de réacteur actuellement, bien que l'on parle parfois d'un projet de moteur à très haute vitesse pour avion espion développé aux États-Unis et en Australie.

III.4.3. Le moteur fusée :

Le moteur fusée emporte son comburant et son carburant sous forme de poudre ou de liquides. Comme il n'utilise pas l'oxygène de l'air comme comburant (anaérobie), il peut aussi fonctionner en dehors de l'atmosphère. La durée de fonctionnement étant très réduite, il n'est utilisé en aéronautique que pour la propulsion de missiles. De nombreux avions militaires ont aussi été équipés dans le passé de moteurs fusés d'appoint pour le décollage ou pour l'interception en vol (avion Mirage). Ceci devait leur conférer une puissance initiale plus élevée visant à économiser le carburant nécessaire à leur mission. Les avions modernes sont maintenant presque tous équipés de systèmes de ravitaillement de vol ce qui permet de prolonger les durées des missions et d'augmenter les distances franchissables / rayons d'action et rendent les moteurs fusée d'appoint obsolètes.

III.4.4. Inverseur de poussée :



Figure.III.15 : Inverseur de poussée

L'inversion de poussée est un dispositif permettant d'orienter vers l'avant la poussée exercée par le turboréacteur dans le but de ralentir l'avion et de réduire les distances de freinage lors de l'atterrissage. Seul le flux secondaire est généralement dévié par les dispositifs d'inversion.

III.4.5. Groupe auxiliaire de puissance :



Figure : Groupe auxiliaire de puissance

Les turboréacteurs nécessitent généralement l'aide d'un moteur auxiliaire pour être démarrés, le GAP (groupe auxiliaire de puissance) ou APU (Auxiliary Power Unit). Il s'agit d'un petit turbomoteur, souvent dérivé d'une turbomachine d'hélicoptère et situé dans le fuselage de l'aéronef, souvent dans la partie arrière, qui fournit l'air comprimé pour alimenter les démarreurs pneumatiques des turboréacteurs, ainsi que l'énergie électrique avant les démarrages. Le GAP peut parfois servir à la génération hydraulique, en secours.

Le GAP est démarré par la ou les batteries électriques de l'avion, ou par un groupe de puissance extérieur. Le GAP peut aussi être utilisé en générateur électrique de secours, lorsque toutes les génératrices et alternateurs des turboréacteurs ou turbopropulseurs sont inopérants.

IV. Turbopropulseur :

Les avions ATR sont munis de moteurs turbopropulseurs, la figure ci-après nous montre le moteur turbopropulseur et ses différents constituants.

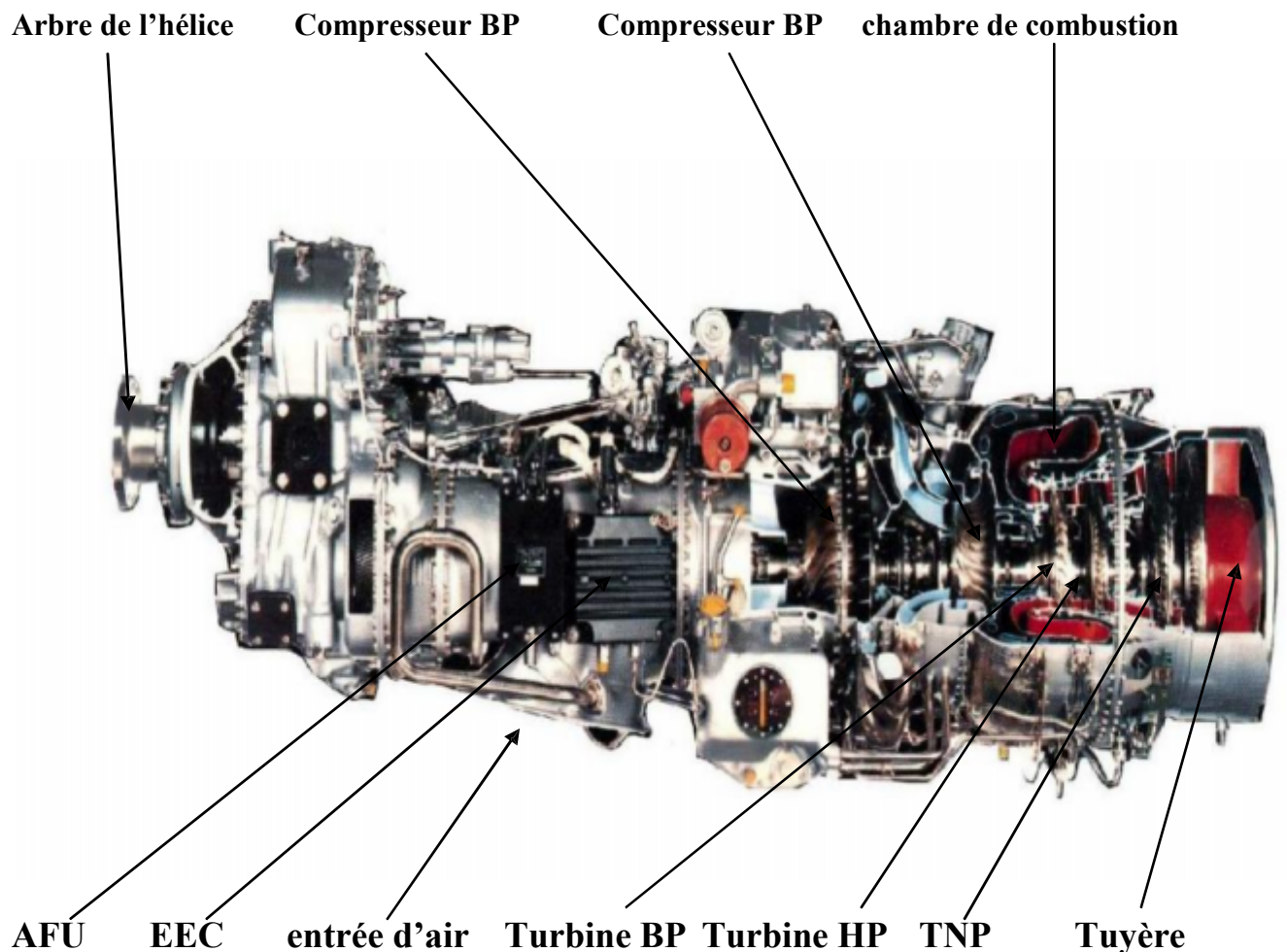


Figure.III.16 : moteur turbopropulseur.

Un **turbopropulseur** est un système de propulsion par réaction des aéronefs dont la poussée est obtenue par la rotation d'une hélice multi-pales . Le terme français « turbopropulseur » est dérivé de l'anglais « turboprop », qui signifie littéralement hélice entraînée par une turbine.

Le turbopropulseur est particulièrement adapté aux avions dont la vitesse de croisière est comprise entre 300 et 800 km/h. Au-delà de cette vitesse, la baisse

du rendement aérodynamique de l'hélice, lié à l'écoulement transonique ou supersonique en bout de pale, conduit à préférer le turboreacteur.

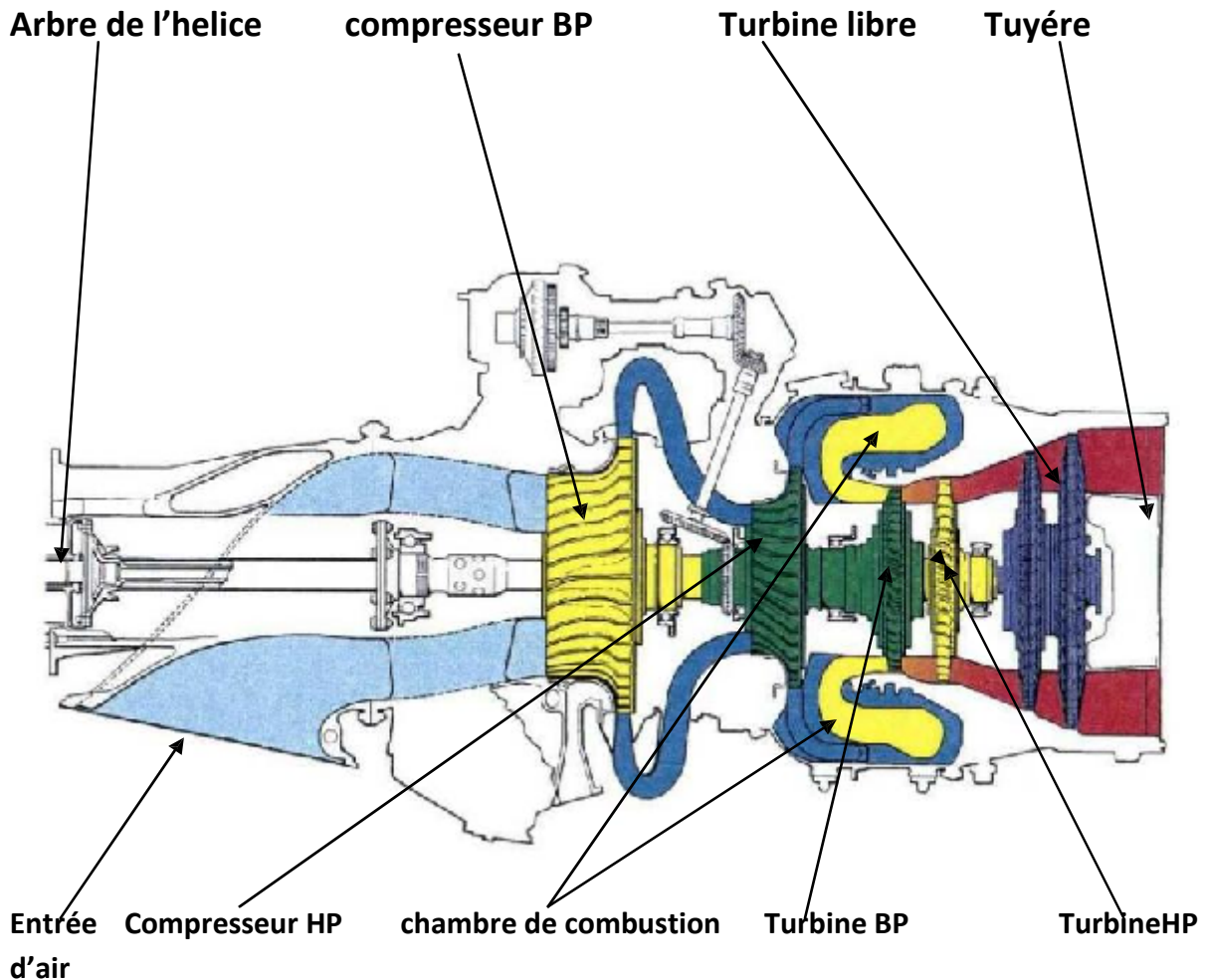


Figure.III.17 : schéma de principe d'un turbopropulseur

IV.1. Composition

Le turbopropulseur est constitué des mêmes composants que le turboreacteur avec certains organes supplémentaires.

Ce moteur possède donc :

IV.1.1. Une entrée d'air :

Ce conduit permet de convertir l'énergie cinétique de l'air en énergie de pression. Quand l'avion avance, l'air pénètre dans l'ouverture, ce qui apporte la

quantité d'air requise au compresseur. Cependant la forme de ce conduit est importante, car il faut que l'air qui entre soit réparti uniformément dans le compresseur, de façon à éviter les turbulences. Il faut aussi étudier sa conception pour que l'entrée ne soit pas à l'origine d'une force de traînée.

IV.1.2. les compresseurs :

Ils fournissent la quantité d'air maximale qui peut être chauffée dans l'espace de la chambre à combustion. Chaque compresseur est constitué de la même façon, c'est des compresseurs centrifuges. En tournant, les aubes du compresseur aspirent l'air amené par le conduit, le flux ainsi créé est stabilisé à l'aide des aubes du stator. Les fonctions des compresseurs sont nombreuses, ils permettent le refroidissement des parties les plus chaudes du moteur, l'alimentation en carburant de la chambre à combustion, la pressurisation de joints d'étanchéité. le moteur a un compresseur basse pression (BP) de grande taille mais tourne lentement, un compresseur haute pression (HP) de petite taille mais tourne à grande vitesse.

IV.1.3. Une chambre de combustion :

Elle permet de transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique. Lorsque l'air comprimé arrive dans la chambre à combustion, le carburant est injecté. La quantité de carburant ajoutée dépend de la quantité d'air qui arrive dans la chambre. Le mélange air/carburant s'enflamme, la chaleur créée produit une forte dilatation du mélange, ce qui aboutit à tourner les turbines.

IV.1.4. Une turbine :

Elle permet de transformer l'énergie cinétique et thermique en énergie mécanique. La turbine est reliée aux compresseurs par un axe central, ainsi lorsque la turbine commence à tourner, grâce au mécanisme des gaz d'échappements qui frappent ses ailettes, les compresseurs tournent aussi.

IV.1.5. Une tuyère :

Elle convertit la pression des gaz en énergie cinétique. La forme doit être telle que la pression du gaz qui sort soit la plus faible possible. C'est pourquoi le tuyau doit être assez petit pour que la vitesse du gaz soit élevée.

IV.1.6. Une hélice :

Elle aussi est reliée à la turbine. Elle est donc entraînée avec la rotation de la turbine. Elle est placée en amont de l'entrée d'air et fournit la principale

poussée.

IV.1.7. Un réducteur :

Étant donné que la vitesse de rotation (vitesse angulaire) de la turbine est trop rapide pour alimenter l'hélice, il faut donc un réducteur pour diminuer cette vitesse.

IV.2. Fonctionnement du turbopropulseur:

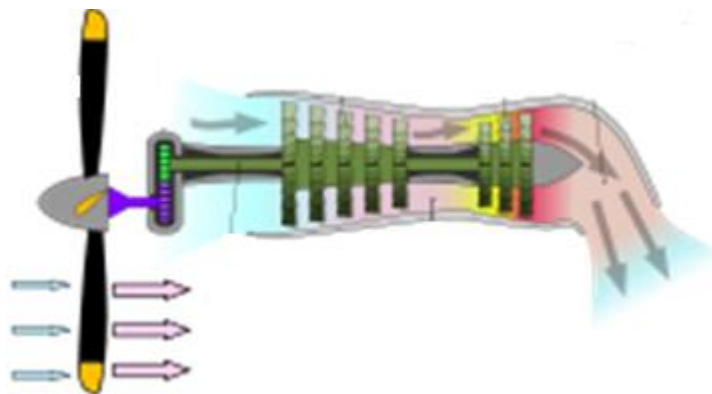


Figure.III.18 : schéma de principe du fonctionnement du turbopropulseur.

Le turbopropulseur est une turbomachine son fonctionnement est proche de celui d'un turboréacteur. La poussée est aussi obtenue par combustion des gaz. Toutefois lorsque le turboréacteur ne récupère qu'une partie de l'énergie à l'aide d'une turbine le turbopropulseur récupère par la même méthode le plus d'énergie possible. Cette énergie transformée en force de rotation est renvoyée vers l'hélice au travers d'un réducteur mécanique. La poussée résiduelle d'échappement des gaz est faible (moins de 10 %), la majeure partie de la poussée étant produite par l'hélice avec un bien meilleur rendement qu'un réacteur classique.

L'air pénètre par l'ouverture dans le moteur, il passe à travers les compresseurs et entre dans la chambre à combustion. A partir de là, le carburant est injecté ce mélange air/carburant est ensuite brûlé, ce qui provoque une augmentation de chaleur, la forte dilatation du produit augmente la pression et actionne la turbine.

Cette turbine entraîne les compresseurs, ainsi que l'hélice. L'air entre plus vite dans la chambre et la turbine tourne de plus en plus vite. Enfin les gaz

d'échappements qui possèdent une énergie résiduelle non récupérée par les ailettes des turbines procure une poussée supplémentaire qui s'additionne à celle fournie par l'hélice.

L'hélice transforme l'énergie mécanique du moteur en force propulsive. Le vilebrequin entraîne une hélice qui accélère l'air d'environ 10% en croisière (si l'avion vole à 200Km/h, la vitesse de l'air derrière l'hélice est de 220 km/h), mais beaucoup plus pendant la phase d'accélération au sol et en montée. La poussée produite par les gaz d'échappement peut s'ajouter à la traction produite par l'hélice si les sorties d'échappement sont bien orientées. Le rendement de propulsion est de l'ordre de 0,75 à 0,87 tant que la vitesse périphérique (somme de la vitesse d'avance et de la vitesse de rotation en bout de pale) reste en dessous de Mach 0,7. L'augmentation de la vitesse et de la puissance à transmettre oblige à limiter le diamètre, augmenter le nombre de pales et à faire varier le calage des pales (pas variable) en vol. Les avions légers ont des hélices bipales de 1,50 à 2 m de diamètre pour des puissances de l'ordre de 80 à 160 ch.

IV.3. Calcul de la puissance : [3]

On pourra remarquer qu'un turbopropulseur fournit une puissance, tandis que le turboréacteur fournit une poussée.

En effet l'hélice étant en rotation, on connaît son régime (en tour par minutes par exemple), ainsi que son couple. Or la puissance d'un couple s'écrit [3] :

$$P = \vec{C} \cdot \vec{\Omega} \dots\dots\dots(2)$$

Avec

\vec{C} (en N · m), le couple. $\vec{\Omega}$ (en rad/s), vitesse angulaire.

P (en W) : puissance.

IV.4. Domaine d'utilisation :

Le rendement de propulsion peut dépasser 80% à Mach 0,4. Le rendement de l'hélice décroissant rapidement avec l'altitude, le domaine d'exploitation des turbopropulseurs couvre les avions peu rapides tels que les avions de transport régionaux, les missions militaires telles que la patrouille maritime et les avions cargos militaires devant utiliser des pistes courtes.

V. Limitations technologiques :

Les turbomachines sont des engins complexes ; on peut identifier des facteurs qui limitent leurs performances :

vitesse critique en bout de pale : la somme des vitesses d'avance (vitesse de l'avion) et de rotation de la pale est accrue à l'extrados de la pale par la courbure du profil. La vitesse totale atteint rapidement un régime transsonique , voire supersonique. La conséquence est une limitation de la puissance transmissible : limitation du diamètre et/ou de la vitesse de rotation des parties tournantes, augmentation du nombre de pales, hélices à deux étages .

Le fluage des aubes de turbine : la turbine HP, la première, reçoit le flux d'air le plus chaud. Les ailettes ont tendance à se déformer sous l'effet de l'inertie (allongement dû à la pseudo force centrifuge). Les constructeurs recherchent de nouveaux matériaux ou céramiques susceptibles de mieux résister aux efforts à température élevée. En parallèle, on peut refroidir les ailettes en faisant circuler de l'air froid dans des canaux ou des cavités qui la traversent ; cette solution développée initialement pour les moteurs d'avions militaires est maintenant couramment utilisée pour les moteurs d'avions civils, comme par exemple le CFM56 qui équipe les boeing 737et les AIRBUS A320. Enfin on notera l'emploi croissant de nouvelles techniques de fonderie permettant d'obtenir des aubes monocristallines et ainsi une meilleure tenue au fluage (suppression du fluage intergranulaire) et aux chocs thermiques.

VI. Conclusion :

Nous avons vu dans ce chapitre le fonctionnement des moteurs utilisés dans l'aviation. Le terme de « réacteur » regroupe plusieurs entités bien différentes quand au principe de fonctionnement, à l'intérêt économique et logistique, et surtout à l'impact écologique.

Nous avons vu que le turboréacteur (surtout à double-flux) est bien moins polluant, au niveau sonore, que ses homologues. Le turbopropulseur est lui moins néfaste pour l'environnement, par sa consommation réduite en carburant. Le statoréacteur, lui privilégie la vitesse.

Malgré tout, chacun de ces réacteurs reste le seul moteur à pouvoir être utilisé dans son domaine de prédilection (avions de ligne pour les premiers, hélicoptères et avions à capacité réduite pour les turbopropulseurs, et pour les statoréacteurs : les missiles, les fusées ou les avions sans pilote).

Néanmoins ces moteurs sont encore perfectibles, la vitesse de croisière des avions civils actuels n'évoluera pas beaucoup à court terme et elle restera probablement en dessous de Mach 1 pour des raisons économiques et écologiques (les populations n'acceptant pas le bang du mur du son). Les prochains progrès techniques seront donc essentiellement axés sur une diminution de l'impact environnemental des moteurs.

les moteurs d'avions nécessitent une surveillance permanente durant le vol. les moteurs communiquent avec le pilote au moyen de paramètres (instruments de bord) affichés sur le tableau de bord du cockpit et qui nous renseigne sur l'état des moteurs en termes de (pression, vitesse et température) a chaque phase de vol .

I.Introduction:

Les instruments de bord servent à présenter à l'équipage, en particulier au pilote, toutes les informations utiles au maintien en vol de l'aéronef, à la navigation, aux communications avec les infrastructures de la gestion du trafic aérien. Les instruments de bord sont regroupés selon leur fonction, éventuellement à proximité des commandes correspondantes (voir annexe 3) :

❖ Les paramètres du moteur principaux sont:

Indication du couple: COUPLE

Indication de la température: ITT

❖ D'autres paramètres utilisés dans la navigation:

pilotage : horizon artificiel, anémomètre, altimètre, variomètre, etc.

navigation : compas, ILS, VOR, GPS, etc.

gestion des groupes motopropulseurs : tachymètre, température et pression, etc.

gestion des télécommunications : radio, système d'intercommunication de bord, etc.

gestion des servitudes : consommation de carburant, tension et intensité électrique, etc.

accomplissement de la mission : instruments spécialisés.

II. Instruments de pilotage :

II.1. Altimètre :



Figure : IV.1.Cadran d'un altimètre de bord

Le calage est affiché dans la petite fenêtre à droite (en pouce de mercure)
Les trois aiguilles donnent respectivement des dizaines de milliers, des milliers
des centaines de pieds L'altitude affichée est donc de 14500pieds.

Un altimètre est un instrument de mesure permettant de déterminer la hauteur d'un aéronef par rapport à un niveau de référence : le sol, le niveau de la mer (mesure d'altitude) ou une surface isobare.

À bord d'un aéronef, il est nécessaire de connaître trois hauteurs ou altitudes :

la hauteur par rapport au sol : en particulier pour la navigation locale et éviter les obstacles artificiels dont les cartes publient l'altitude et la hauteur. En utilisant la pression de l'aérodrome en référence, l'aéronef décolle ou se pose avec l'altimètre indiquant 0.

l'altitude par rapport au niveau de la mer : pour éviter les obstacles naturels dont les cartes publient l'altitude.

II.2. Anémomètre:



Figure : IV.2. Cadran d'un anémomètre de bord

Un anémomètre est un instrument de mesure permettant de déterminer la vitesse d'un aéronef par rapport à l'air ambiant.

La connaissance de la vitesse d'air est indispensable pour conserver l'aéronef dans son domaine de vol, donc entre la vitesse minimale permettant sa sustentation et la vitesse maximale où les forces aérodynamiques risquent d'endommager la structure. Ces deux vitesses varient en fonction de la configuration (train sorti, volets sortis, etc.) et de l'attitude (virage, descente, etc.). C'est pourquoi un anémomètre adapté à un aéronef particulier comporte des zones de couleurs différentes :

l'arc **vert** indique les conditions normales de vol de l'avion,
l'arc **jaune** les vitesses interdites en air turbulent,

l'arc **blanc** plage de sortie des dispositifs hypersustentateurs, configuration full(volets),
enfin, le trait **rouge** indique la vitesse limite (VNE : never exceed), particulièrement pour la structure de l'appareil.

Les premiers instruments de mesure de la vitesse étaient constitués d'un levier vertical articulé autour d'un pivot et supportant une palette rectangulaire orientée perpendiculairement à l'écoulement du vent relatif et une aiguille. Il était maintenu en position zéro par un ressort calibré (principe du peson). La pression du vent faisait déplacer l'aiguille sur un cadran pour indiquer la vitesse air.

II.3. Variomètre :



Figure : IV.3 variomètre

Dans sa version classique, cet instrument utilise les variations de pression statique pour indiquer des variations d'altitude, c'est-à-dire des vitesses verticales. De l'air à la pression statique extérieure est stocké dans une bouteille appelée capacité qui se met à pression avec un temps connu. La pression dans la capacité est donc en retard par rapport à la pression courante. Au moment de la mesure, l'instrument fait la différence entre la pression extérieure et la pression de la capacité. À noter que le variomètre fonctionne avec un léger temps de retard, dû au temps de remplissage de la capacité.

Il existe une version différente, où l'instrument est appelé à *énergie totale* (ou variomètre compensé). Il indique la variation de la somme de l'énergie cinétique (due à la vitesse), et de l'énergie potentielle (due à l'altitude). Il est utilisé pour la pratique du vol à voile, où il est intéressant de connaître le gain d'énergie du planeur dû à la vitesse verticale de la masse d'air, et ce même lors d'une ressource. En effet en vol à voile, l'absence de moteur fait que la seule cause possible d'une augmentation de l'énergie est une masse d'air ascendante (les frottements sont négligés). Le variomètre à énergie totale indique donc la variation d'énergie traduite en vitesse verticale. Lors de la prise de vitesse

précédant le décollage, il indique une valeur positive bien que la vitesse verticale soit nulle

II.4. Horizon artificiel :

Il s'agit d'un gyroscope à trois degrés de liberté qui permet de visualiser l'attitude de l'avion par rapport à ses axes de roulis et de tangage et plus précisément de leurs angles avec un plan horizontal : assiette et inclinaison.

II.4.1. Indicateur de virage et de dérapage (bille-aiguille) :

L'indicateur de virage est un gyroscope à deux degrés de liberté qui permet de visualiser le taux de virage (et non l'inclinaison) de l'avion.

Il est associé à une bille qui se déplace dans un tube incurvé selon la verticale apparente et qui visualise le dérapage de l'avion. La bille fonctionne simplement par gravité. En effet, quand le dérapage est nul et le vol symétrique, la gravité relative (gravité équivalente créée par le poids et la force centrifuge) est selon l'axe vertical de l'avion. Si la gravité relative forme un angle avec la verticale du planeur, c'est qu'il existe un dérapage. En vol à voile, l'indication donnée par la bille est souvent doublée par un fil de laine collé sur la verrière. Le fil de laine est collé par une de ses extrémités, et la dizaine de centimètres du fil (souvent de couleur rouge) se déplace avec le vent relatif. Le fil indique alors l'angle entre le vent relatif et l'axe du planeur, ce qui est la définition du dérapage ou de la glissade.

II.4.2. Instruments gyroscopiques :

Ils utilisent les propriétés des corps en rotation rapide que sont les gyroscopes : fixité de l'axe du rotor dans l'espace absolu, couple gyroscopique, précession. Les gyroscopes classiques sont entraînés par une pompe à vide ou un moteur électrique qui leur confère une vitesse de rotation très élevée (10 000 tr/min dans le premier cas, 20 000 tr/min dans le second).

II.5. Radioaltimètre (ou sonde altimétrique) :

Il utilise un radar chirp placé sous le fuselage. Il est utilisé pour les procédures d'approche finale ou dans le cadre de la prévention contre le risque de percuter le relief. Il indique de façon très précise (à 50 cm près) la hauteur de l'avion par rapport au sol.

II.6.Instruments de radio-navigation :

Ils utilisent des stations au sol ou des satellites pour fournir des indications sur la position de l'avion dans l'espace (voir GPS).

II.6.1.Radiocompas (ADF - Automatic Direction Finder) :

Une antenne sur l'avion capte un signal radio (dans la bande de fréquence de 190 kHz à 1750 kHz) émis par un émetteur au sol appelé NDB (Non Directional Beacon). L'information délivrée au pilote est présentée par une aiguille qui indique la direction de cette station.(l'angle se nomme GISEMENT)

IV.II.6.2.VOR (VHF Omnidirectional Range) :

Une antenne sur l'avion reçoit un signal radio (dans la bande de fréquence de 108 à 117,95 MHz) émis par un émetteur au sol appelé VOR. L'information délivrée au pilote est présentée par une aiguille qui indique le cap à suivre pour se diriger vers (ou s'éloigner de, selon la sélection) cette station.

II.6.3.RMI (Radio Magnetic Indicator) :

Il combine sur un même instrument les fonctions ADF et VOR et donne le cap à suivre pour se diriger vers (ou s'éloigner de, selon la sélection) ces stations.

II.6.4.DME (Distance Measuring Equipment):

Un équipement sur l'avion échange un signal radio (dans la bande de fréquence de 960 à 1 215 MHz) avec une station au sol. L'information délivrée au pilote est la distance oblique à cette station, sa vitesse de rapprochement (ou d'éloignement) ainsi que le temps nécessaire pour la rejoindre.

II.6.5. ILS (Instrument Landing System) :

Une antenne sur l'avion reçoit deux signaux radio lors des approches. L'information délivrée au pilote est l'écart de sa trajectoire par rapport à l'axe de la piste et la pente qu'il doit tenir pour aboutir au seuil. L'indication « droite-gauche » est transmise par une émission VHF (de 108,10 à 111,95 MHz), tandis que l'indication « haut-bas » est transmise par une émission UHF (de 334,7 à 330,95 MHz).

II.6.6. GPS (Global Positioning System):

Appareil disposant d'une antenne qui capte un signal radio UHF émis par une constellation de satellites. L'information délivrée au pilote est sa position sur le

globe terrestre (latitude, longitude et, avec une mauvaise précision, altitude), sa route vraie ainsi que sa vitesse par rapport au sol. Il n'est pas considéré comme un instrument primaire, du fait de sa dépendance au réseau de satellites américains. On l'utilise comme aide en navigation VFR.

II.7. Système de gestion de vol (FMS - Flight Management System) :

Il permet grâce notamment à une centrale inertielle couplée à un calculateur d'assister le pilote pendant le vol. Il lui fournit des renseignements sur le pilotage, la navigation, les estimées, la consommation, etc.

Le pilote dispose d'une interface lui permettant avant le départ d'entrer son plan de vol. Il s'agit d'une sorte de "contrat" passé au préalable avec les autorités du contrôle aérien qui décrit la façon dont le vol va se dérouler. Le plan de vol est constitué d'une suite de points dont la structure est définie par des normes précises telles que l'ARINC 424. A partir de ce plan de vol, le FMS calcule la trajectoire qui sera affichée sur les écrans de visualisation et une estimation de l'ensemble des données susceptibles d'être utiles au pilote pendant le vol: heures de passage aux différents points du plan de vol, estimation de la quantité de fuel à bord, etc. Le FMS est en général couplé au pilote automatique pour l'assister dans le guidage de l'avion.

II.7.1. Système de pilotage automatique :

Il permet, grâce à un ensemble de servocommandes, d'asservir l'avion dans une configuration de vol (mode de base) ou sur une trajectoire donnée (mode supérieur). Ces deux systèmes partagent le ou les mêmes calculateurs. Ils fonctionnent selon trois phases : armé (le calculateur acquiert les données), capture (le calculateur indique les corrections à effectuer) et maintien (le calculateur tient les paramètres).

II.7.2. Directeur de vol (DV) :

Il fournit au pilote de l'avion une aide, en lui indiquant le sens et l'amplitude des manœuvres à effectuer pour amener l'avion dans une configuration de vol ou sur une trajectoire sélectionnée. Il se présente sous la forme de deux traits sur l'horizon artificiel qu'il s'agit de faire correspondre avec la maquette de l'avion qui y figure, ou sur la forme d'une croix sur laquelle aligner le repère central représentant l'avion.

II.8. Systèmes d'alarmes :

II.8.1. Avertisseur de décrochage :

Il émet un signal sonore ou une vibration du manche le pilote lorsque l'avion s'approche de l'angle d'incidence maximum avant décrochage. Ce système s'appelle *Stall Warning System*

II.8.2. Avertisseur de proximité du sol :

L'avertisseur de proximité du sol (GPWS - Ground Proximity Warning System) permet de prévenir (par un message vocal « terrain » ou « pull up ») le pilote lorsque l'avion s'approche du sol. Une version améliorée possède en plus une cartographie plus ou moins fine du terrain qui est présentée aux pilotes sur les écrans EFIS en cas d'alarme. Sur A380, le programme présente une vue en coupe latérale du plan de vol.

II.8.3. Dispositif d'évitement de collisions (TCAS):

Le dispositif d'évitement de collisions (TCAS - Traffic and Collision Avoidance System) permet de prévenir (sur un écran et par un message vocal « trafic ») le pilote lorsque l'avion s'approche d'un autre avion. Il peut également proposer (en se synchronisant avec le TCAS de l'autre appareil : coordination des manœuvres) une manœuvre d'évitement dans le plan vertical (*climb*: monter, *descend*: descendre). Le pilote préconise de suivre les instructions du TCAS en priorité sur les instructions données par le Contrôle aérien (suite à la collision en plein ciel de 2 avions au-dessus du sud de l'Allemagne).

III. Instruments moteur (paramètres moteur): IV.III.1.

Indicateur torque (torque indicator) : III.1.1. Description et

opération de l'indicateur torque :

L'indicateur de couple de torsion est un équipement indispensable au bon fonctionnement d'un avion ATR.

L'indication de couple est le paramètre moteur principal. Deux capteurs de couple mesurent le couple disponible sur l'arbre de la turbine libre (TNP), lié mécaniquement à l'hélice à l'aide d'un réducteur de vitesse.

III.1.2. Le rôle de l'indicateur de couple est :

- ❖ D'afficher le niveau de torsion moteur au niveau des hélices.
- ❖ De contrôler cette torsion durant la phase de vol.
- ❖ Il existe plusieurs types d'indicateur de couple (torque), suivant l'unité utilisée. dans notre cas, les ATR sont équipés par des indicateurs dont le PN est C16222.

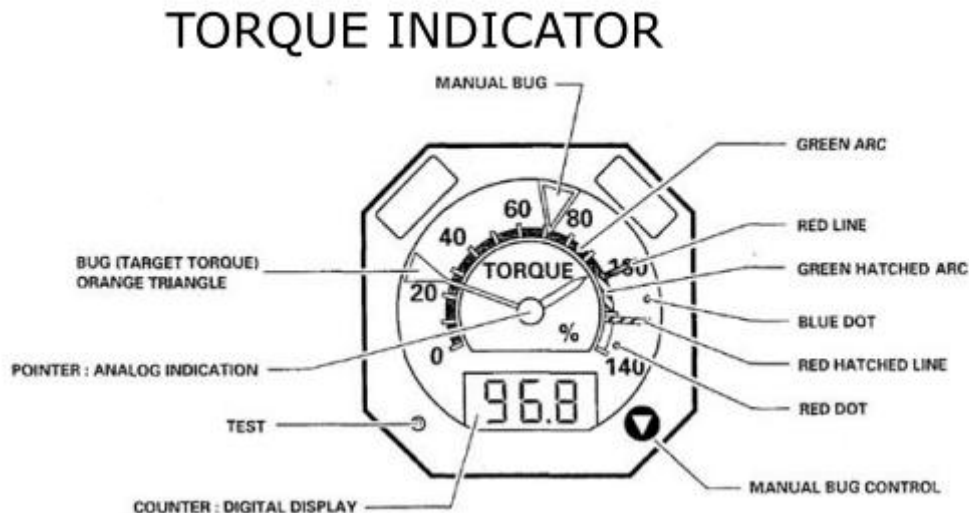


Figure : IV.4 : Indicateur torque.

III.1.2. Commande de la puissance :

la turbine libre fait tourner l'hélice et ces deux derniers sont liés avec un arbre et un dispositif de réduction de vitesse (réducteur de vitesse). Tout ce système protège l'hélice contre le <plein petit pas > en vol, survitesse et réduit la vitesse de la turbine et intervient à la commande de la propulsion.

III.1.3. Phénomène de torsion :

La torsion est la déformation subie par un corps soumis à l'action de couple de forces opposés, agissant dans des plans parallèles.

Le croquis ci-dessous montre un arbre fixé à une extrémité et sollicité par un couple de torsion à l'autre extrémité. Le point fixe représente le second couple générant la torsion.

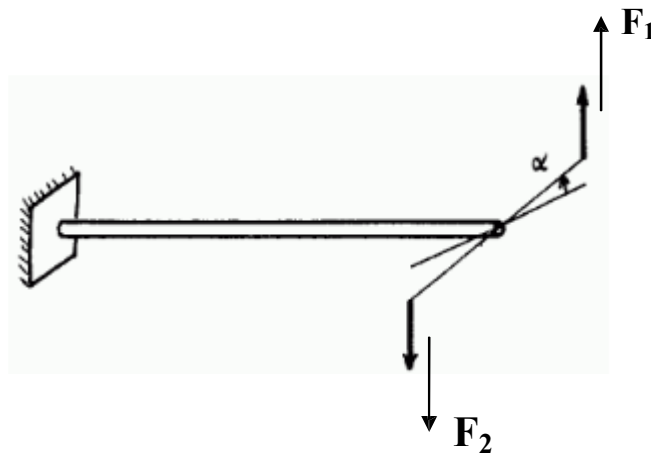


Figure IV.5 : représentation de couple de torsion

III.1.4. Arbres de torsion :

Il ya deux arbres de torsion situé dans le réducteur de vitesse.

L'arbre de couple est composé de deux tubes concentriques (arbres), chaque extrémité est solidaire d'une bague dentée.

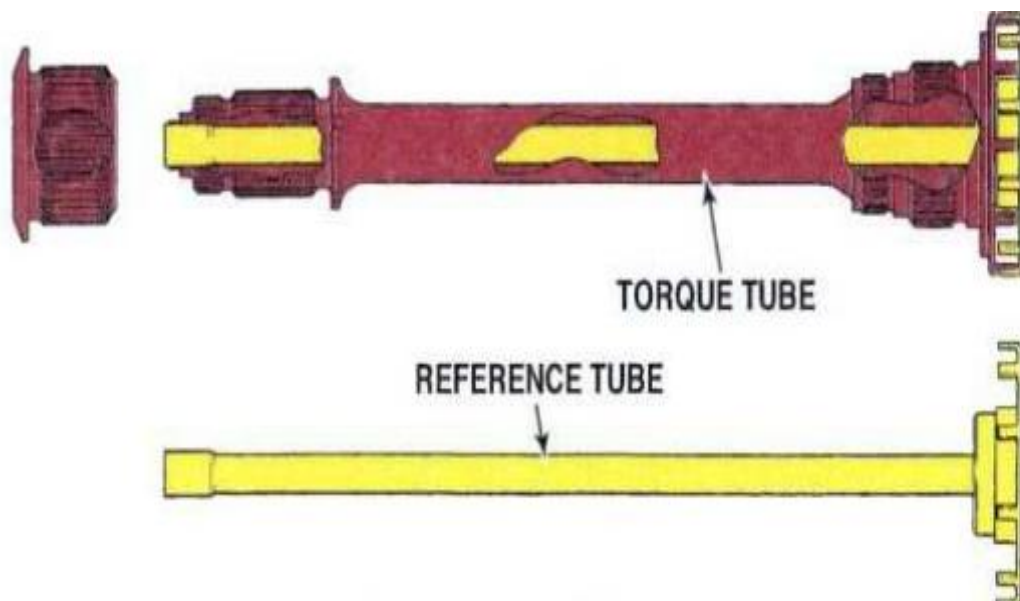
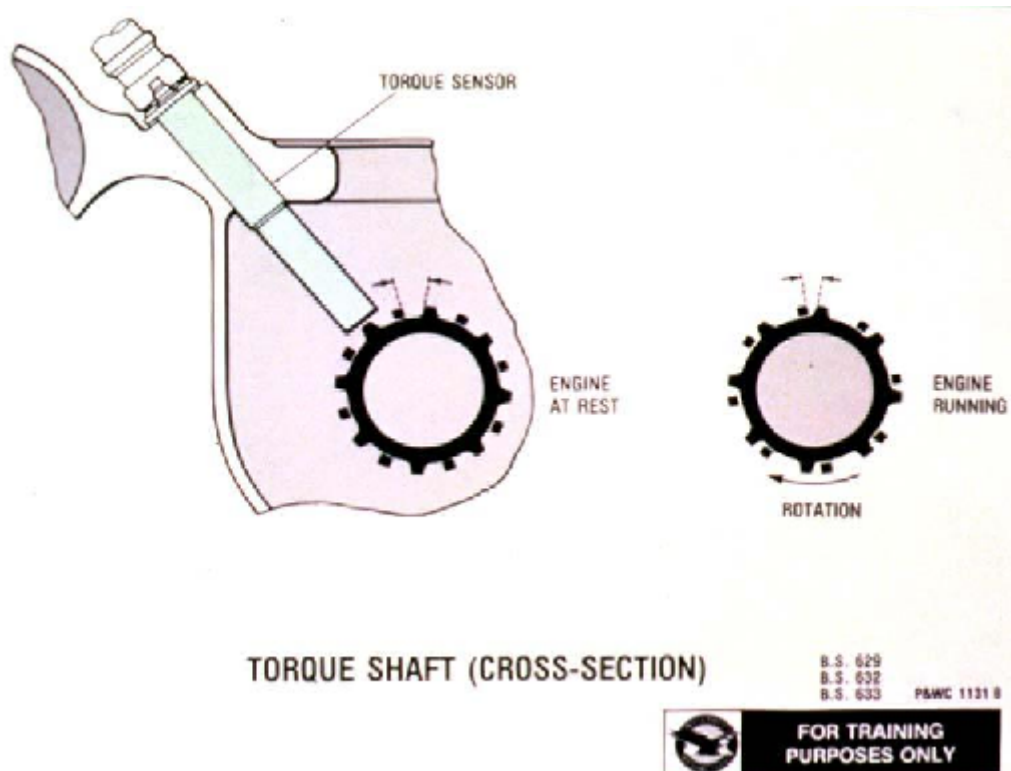


Figure IV.6 : Arbre de couple de torsion

L'arbre de torsion est relié aux deux extrémités et se tord lorsque le couple est produit, tandis que l'arbre de référence ne subit pas la torsion. L'écart entre les dents sur l'arbre de torsion et les dents sur l'arbre de référence change à chaque fois un couple de torsion se produit.

**Figure IV.7 : l'écart entre les dents**

III.1.5. Capteurs de couple :

Il ya deux capteurs de couple un pour chaque arbre de couple, monté sur le côté droit et gauche du réducteur de vitesse. ces capteurs sont des bobines qui vont recueillir la valeur de couple. Chaque capteur détecte l'écart entre les dents sur l'arbre de torsion et l'arbre de référence

III.1.6. Fonctionnement des capteurs :

En présence d'un couple, la barre de torsion se déforme proportionnellement au couple, ce qui produit un désalignement angulaire des bagues dentées qui a pour effet de provoquer une variation linéaire de l'inductance de mesure L . La variation d'inductance L sera donc l'image du couple. les impulsions

électromagnétiques, générées lorsque les dents passent à travers le champ magnétique du capteur, sont transmises à l'AFU et la CEE.

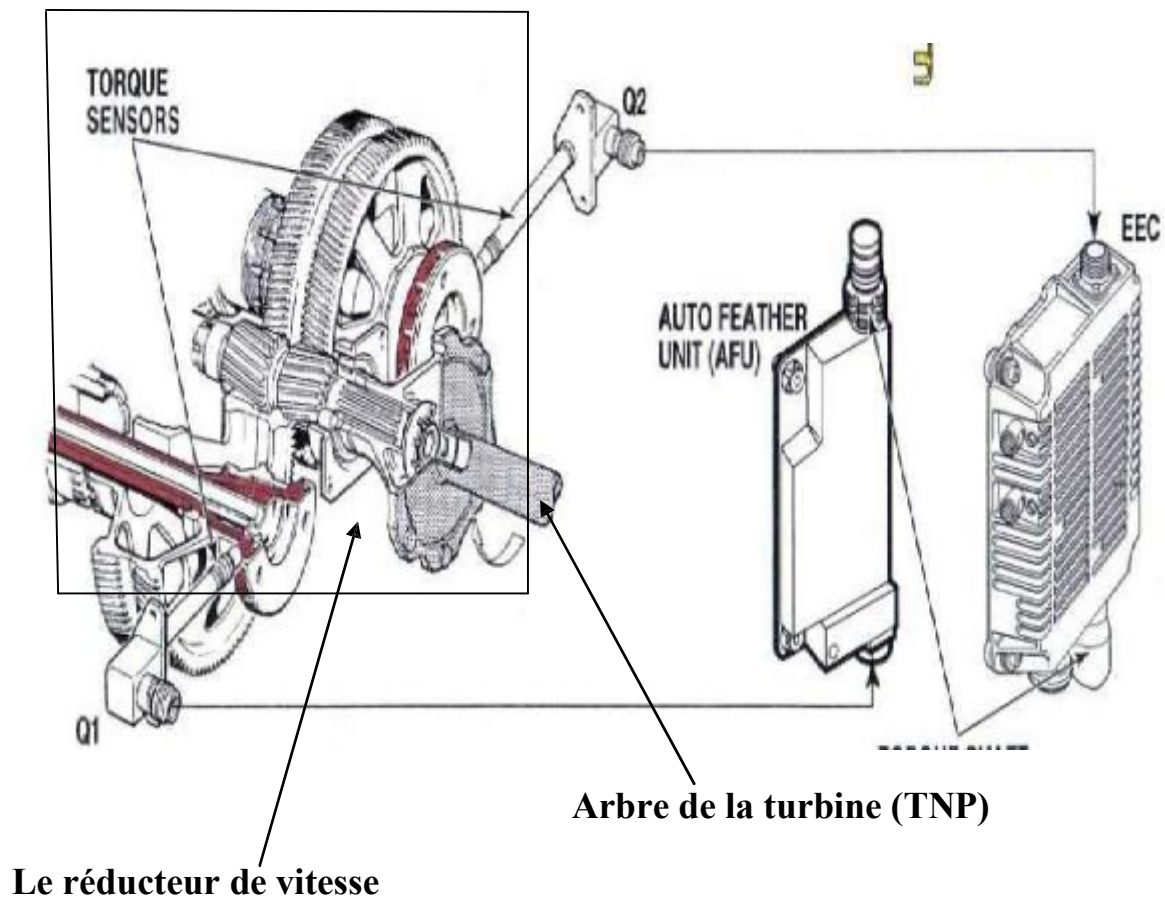


Figure IV.8. : Schéma de principe du fonctionnement des capteurs.

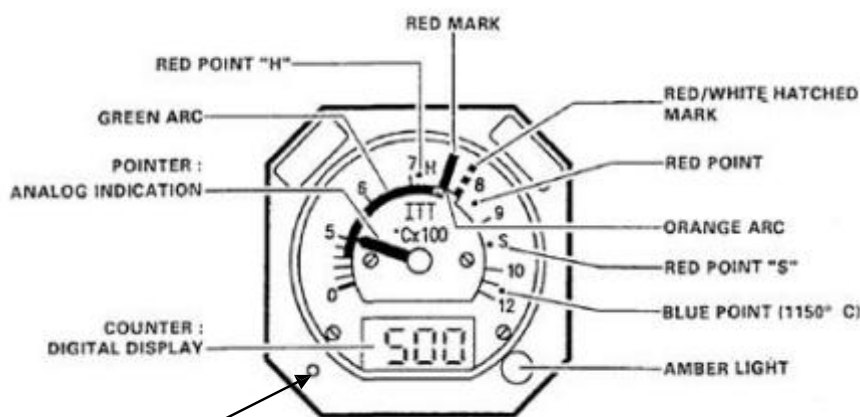
III.2.Indicateur de temperature ITT (inter-turbine temperature):

III.2.1.Description:

L'indicateur ITT est un instrument de bord, situé sur le tableau de bord central supérieur. Il nous indique la température au niveau des turbines qui sont exposées directement au gaz brûlés qui sortent de la chambre de combustion. la température étant très élevée, les aubages des turbines peuvent être détruits et se fondre dans ces condition sévère .ce qui amène a surveiller la température en permanence afin d'éviter une sur-température que ne peut être supportée.

L'indicateur ITT reçoit, par le biais des fils en chromel et alumel , une valeur moyenne des signaux délivrés par neuf thermocouples.

Ce signal est traité pour donner la température au niveau des turbines en formes analogique (pointeur) et numérique (afficheur).



Bouton poussoir



Figure IV.9:L'indicateur inter-turbine temerature

1. pointeur (pointer) indiquant la valeur d'ITT.
2. le bouton poussoir permettant de tester l'indicateur. Lorsque le bouton est enfoncé, le pointeur et l'affichage indiquent 1150 ° C. voyant l'alarme s'allume.
- 3 Afficheur numérique (counter digital display) indiquant la valeur ITT.
4. la lumière de l'alarme (amber light) s'allume ambre lorsque $ITT > 800\text{ ° C}$ ou 715 ° C au mode hôtel.

III.2.2. Les limites:

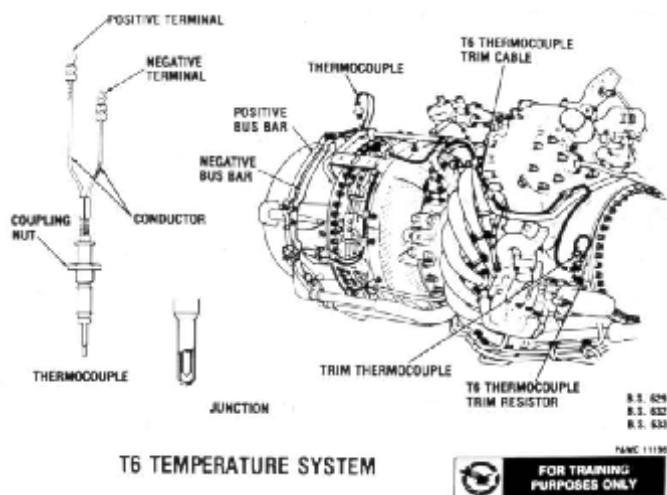
marque rouge : 765 ° C (température limite pendant le décollage normal)
 Tirets rouges: 800 ° C (température limite de jusqu'à conditions d'assiette)
 Point rouge H: 715 ° C (limite de température en mode hôtel)
 Point rouge: 840 ° C (température limite pour les 20sec)
 Red point S: 950 ° C (température limite pour 5 secondes)

III.2.3. Le role de l'indicateur ITT :

Cet indicateur permet aux pilotes de surveiller la temperature au niveau des turbines au demarage des moteurs. Si la temperature set élevée , le pilote laisse le moteur se refroidire avant de les faire demaer . Durant la phase de vol, si l'indicateur ITT indique une temperature tres élevée ($> 750\text{ ° C}$) dans l'un des moteurs.le pilote etteint ce dernier.

III.2.4. Capteur de temperature :

Afin d'avoir la temperrature entre la turbine libre (de puissance) , on utilise neuf thermocouples qui nous dlivrent une valeur moyenne de la temperature.



Figre IV.10: thermocouple

III.2.4.1. Thermocouples :

Dans un circuit fermé constitué de deux conducteurs de nature différente, il a un courant lorsqu'on maintient entre les deux jonctions une différence de température. Ce phénomène, lié à l'effet Peltier (Inverse de l'effet Seebeck), est utilisé pour la réalisation de sondes thermométriques très précises. La force électromotrice qui apparaît dans le circuit dépend de la nature des deux conducteurs et des températures des deux jonctions: celles-ci sont appelées respectivement soudure chaude et soudure froide. Une des jonctions est en général maintenue à une température de référence (par exemple 0 °C), l'autre servant de capteur.

Le thermocouple le plus précis est constitué de platine et d'un alliage platine + 10% de rhodium (couple Le Chatelier); la sensibilité est de l'ordre de 10 microvolts par degré. D'autres couples métalliques fournissent jusqu'à 70 microvolts par degré, mais les jonctions entre des corps tels que tellure ou bismuth, ainsi que les couples formés de cristaux de germanium dopés n et p, délivrent des forces électromotrices beaucoup plus considérables; ils sont toutefois difficilement manipulables. Le thermocouple le plus réfractaire (utilisable jusqu'à 2 800 °C) est formé de tungstène et d'un alliage de tungstène et de 26% de rhénium. Dans le domaine cryogénique, on peut atteindre 1 K (environ) avec certains couples, formés, par exemple, d'alliages or-cobalt.

Explication :

- ❖ Lorsque deux fils composés de métaux différents sont raccordés à leurs extrémités et que l'une d'elles est chauffée, il se produit une circulation de courant continu dans le circuit. C'est l'effet Thermoélectrique.

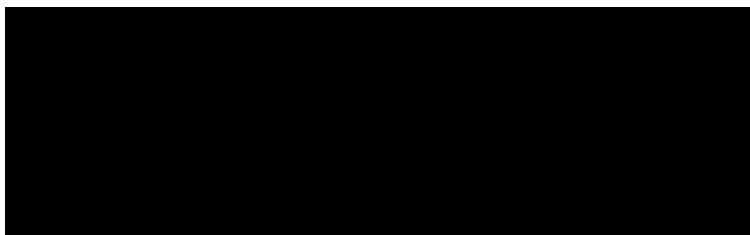


Figure : IV.11. l'effet thermoélectrique.

- ❖ Si on coupe le circuit, la tension apparaissant est en fonction de la température et de la composition des métaux.



Figure : IV.12. L'effet thermoélectrique.

III.2.4.2. Conversion tension température : [4]

$$T = a_0 + (a_1)x + (a_2)x^2 + (a_3)x^3 + (a_4)x^4 + \dots + (a_n)x^n \dots\dots(IV.3)$$

Avec:

T = Température

x = Tension du thermocouple

a = Coefficients uniques pour chaque thermocouple. (Voir annexe 3)

n = Ordre maximum du polynôme

Si on accroît n, la précision augmente. Par exemple, avec n=9 la précision est d'environ 1 °C. Cette précision dépend du type de thermocouple utilisé.

III.2.5. Contraintes de fonctionnement :

Les turboréacteurs et le turbopropulseur sont des machines de conception très complexe qui doivent supporter des sollicitations thermiques, mécaniques et vibratoires intenses et répondent à de fortes contraintes d'exploitation. On peut estimer les températures la pression de fonctionnement de ces moteurs respectivement, entre 0 °C et 1200 °C et de 100 PSI à 800 PSI. **(Voir figure : IV.13)**

Ces contraintes nécessitent donc des matériaux adaptés à chaque zone et une surveillance de l'évolution de la température interne. De façon générale, la turbine haute pression est soumise aux conditions les plus sévères (températures et pressions élevées). Les pièces dans cette zone sont en général à base d'alliage de nickel et de cobalt. Dans les zones plus froides, l'acier et le titane sont davantage utilisés. Les surfaces internes, notamment celles des aubes et des carters, sont de surcroît protégées par des revêtements afin d'augmenter la durée de vie des matériaux. Le développement des turboréacteurs et des turbopropulseurs s'est d'ailleurs fait surtout grâce à la maîtrise des matériaux qui

composent la conduite des gaz, car ce sont eux les plus fortement sollicités. Cette connaissance des matériaux permet d'obtenir des pièces d'une résistance mécanique maximale pour un poids minimal. Encore aujourd'hui, il s'agit d'une des applications qui demandent la plus haute technicité dans le domaine de la science des matériaux : pièces en titane, aubes en alliage monocristallin, traitement thermique... etc.

III.2.6. Variation de pression et de température :

La pression et la température correspondante du flux d'air sont les suivantes dans chaque section du moteur (**figure : 12**).

P0/T0: A la section d'entrée d'air.

P1/T1: A entrée la section l'air.

P1.5/T1.5: Dans le conduit d'air moyen.

P1.8/T1.8: Dans le conduit d'air supérieure.

P2/T2: Entrée du compresseur LP.

P2.5/T2.5: Entrée du compresseur HP.

P3/T3: Sortie du compresseur HP.

P4/T4: Entrée de la turbine HP.

P5/T5: Sortie de la turbine HP.

P6/T6: Sortie de la turbine LP.

P7/T7: Sortie de la tuyère.

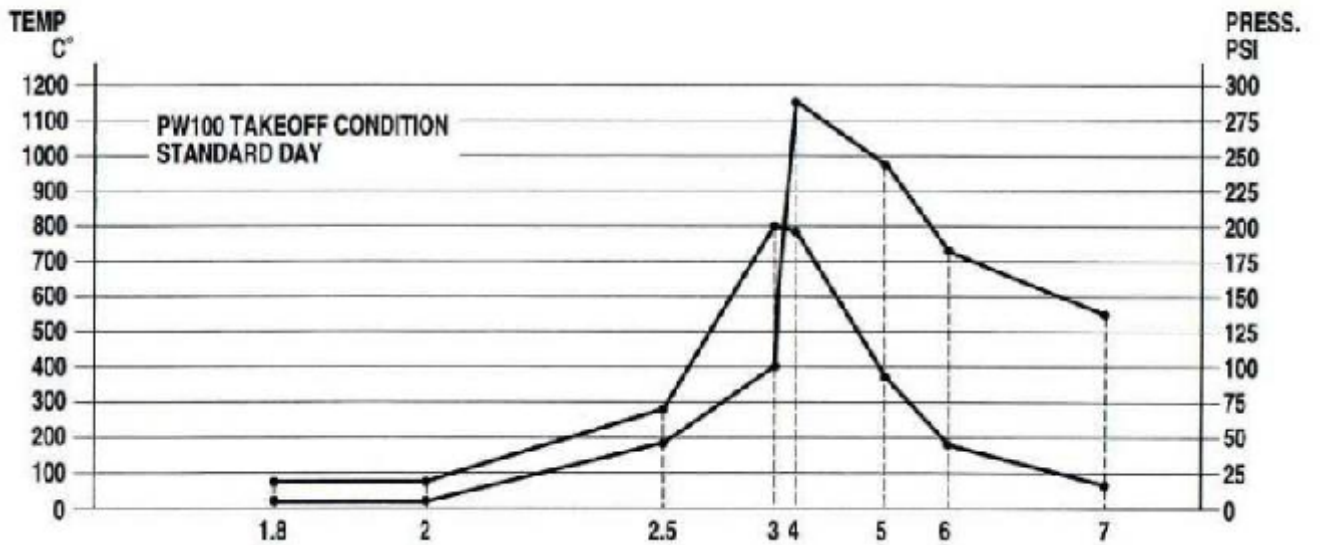


Figure : IV.13 variation de la température et de pression dans chaque section du moteur.

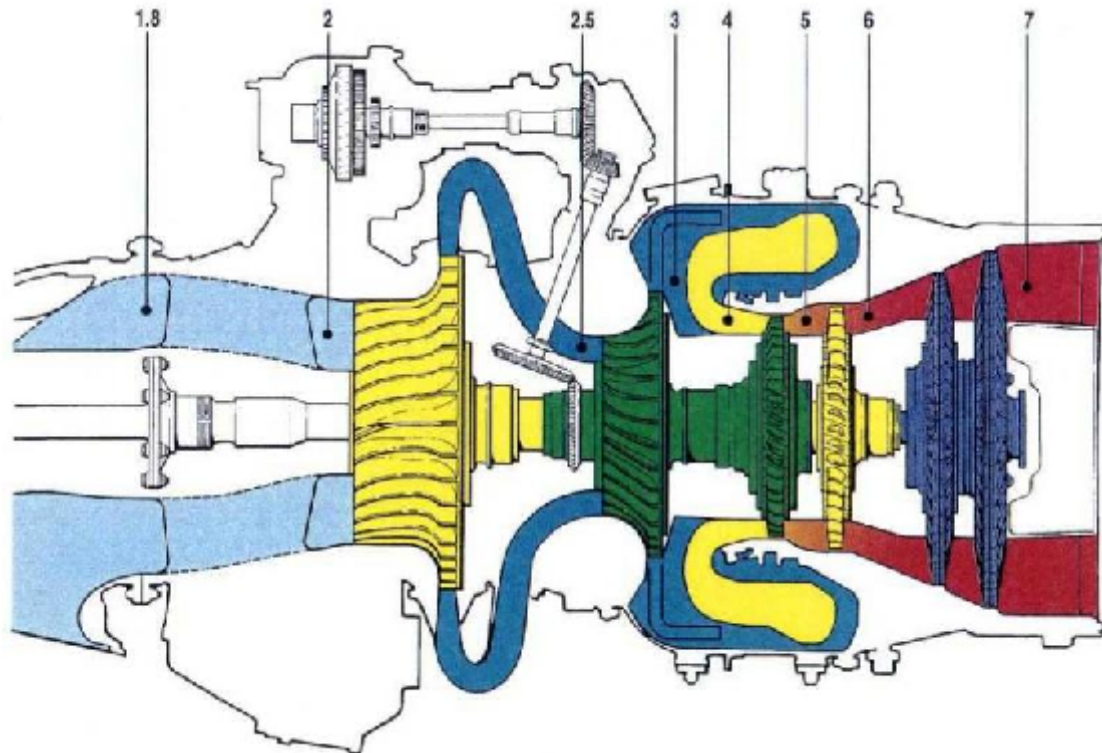


Figure : IV.14. différentes sections du moteur.

III.2.7 Conclusion :

Dans ce chapitre on a étudié les différents instruments de bord qui interviennent dans la navigation et la surveillance des moteurs. En outre on a expliqué deux phénomènes qui peuvent se produire à chaque fois qu'un aéronef se propulse dans l'air, la sur-température au niveau des turbines peut provoquer le fluage des aubages. Pour cette raison on doit toujours tester la fiabilité de l'ITT.

I. Introduction :

Les instruments de bord d'un aéronef, nécessitent un contrôle et un réglage de précision pour s'assurer de leur bon fonctionnement avant de les monter sur l'avion. Pour y faire, on teste ces instruments à l'aide d'un banc d'essai qui servent à simuler tous les signaux d'entrée et sortie et remplacer l'environnement de l'avion. Entre outre, ce dernier chapitre nous permet de simuler la température au niveau des turbines et observer le comportement de l'indicateur ITT.

L'élaboration du banc d'essai obéie à des critères rigoureux établies par le constructeur de l'équipement dans le cadre de la réglementation a aéronautique et nous oblige à s'y conformer par l'application des stipulées dans le manuel d'entretien du constructeur (CMM).

II. Le banc d'essai :

Le banc d'essai (figure :) est muni de :

- Alimentation réglable de 14 à 32 VDC U1.
- Alimentation de 5VDC U2.
- Thermomètre pour l'étalonnage ,0-1300° C avec une tolérance de $\pm 1^{\circ}\text{C}$.
- Mégohmmètre, 50 VDC.
- Voltmètre, 50VDC V1.
- Millivoltmètre ,20 VC, pour vérifier la sortie FDAU V2.
- Ampèremètre, 1A.
- Deux résistances de 10 Kohms, (R1-R2).
- Une résistance variable de 1 ohm, R3.
- Fils d'extension de thermocouple, Nc (+)/ Nc(-).
- Sept commutateurs (S1-S7).

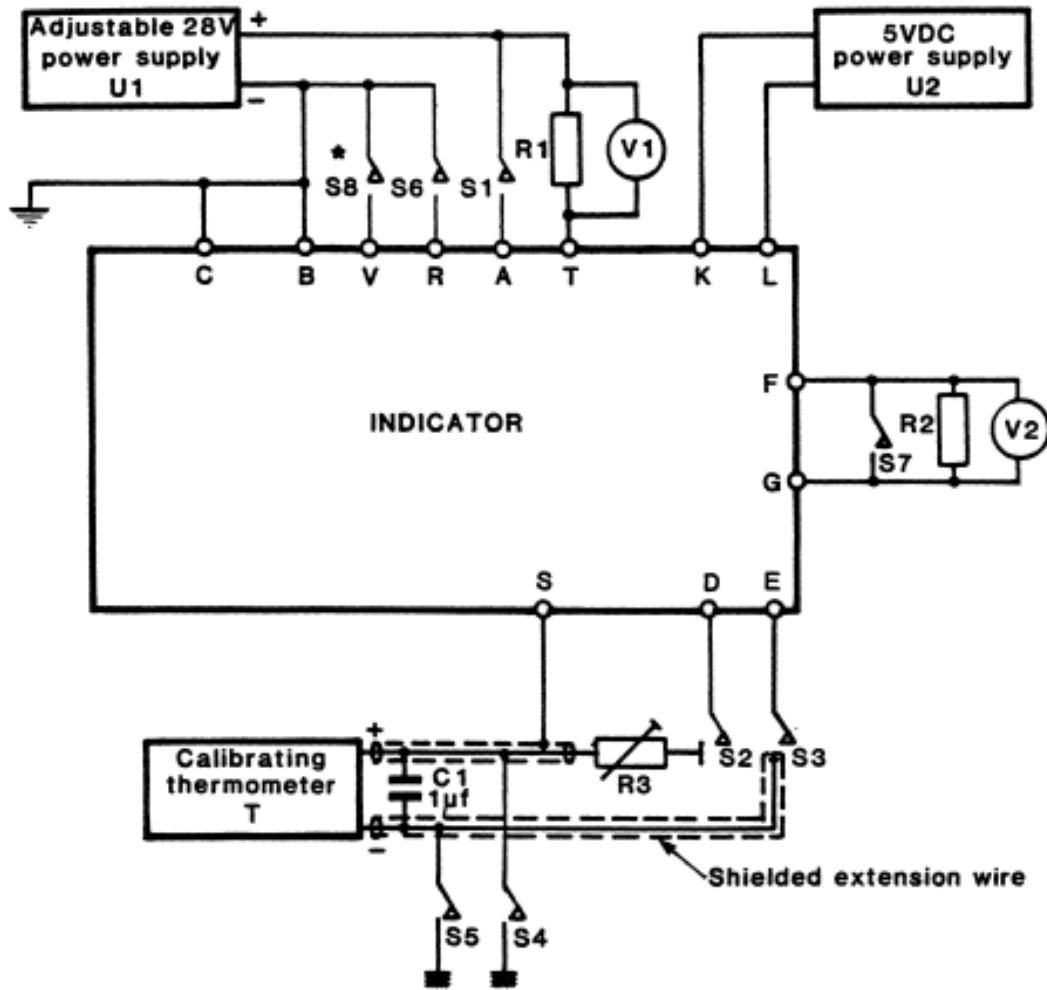


Figure V.1 : schéma électrique du banc d'essai donné par le constructeur

III. Procédure de test :

III.1. Etat initial:

On connecte le montage de la figure selon la configuration suivante:

- la résistance variable R3 à 50 ohms.
- On règle l'alimentation U1 à 28 VDC.
- On règle l'alimentation U2 à 5VDC.
- On règle le thermomètre T à 0 ° C.
- On ferme les interrupteurs S1 à S3.
- On Ouvre S4 à S7 commutateurs.

On Laisse les circuits de test pour stabiliser pendant 20 minutes avant le début des tests sur indicateurs, connectant d'abord le connecteur. Cet intervalle de temps est nécessaire pour obtenir l'égalisation parfaite des températures internes du connecteur.

III.2.Vérification de la consommation d'énergie :

On vérifie avec un ampèremètre que le courant de l'alimentation U1 ne dépasse pas 200mA.

On vérifie en suite avec un ampèremètre que le courant fournit par l'alimentation U2 pour l'éclairage ne dépasse pas 510 mA.

III.3.Vérification de déviation de l'aiguille :

On incline l'indicateur de 15 ° et avec l'aide du thermomètre d'étalonnage T et on conduit le pointeur de 0 à 1200 puis de 1200 à 0 en dix secondes.

-Il doit n'y avoir aucun saut entre 0 et T ambiante. C'est-à-dire que le pointeur bouge sans accrochage.

III.4. Vérification l'exactitude de l'indicateur :

-On retourne à l'état initial.

-En utilisant le thermomètre T d'étalonnage, on conduit le pointeur de l'indicateur pour des marques différentes et vérifiez que la valeur affichée sur le thermomètre de calibrage est dans la tolérance indiquée dans les tableaux ci-après.

Marques de l'échelle (°C × 100)	Marque de ref	Valeur de T en °C	
		Max	Min
6	-	608	592
8	Red line	808	792
9	-	908	892

Tableau. 1 : vérification de l'exactitude.

ON effectue les mêmes mesures à nouveau pour s'assurer que les valeurs restent dans les tolérances indiquées après: en cas d'une chute de tension ou d'une sur tension en :

- Ajustant de l'alimentation U1 à 14 V.
- Ajustant de l'alimentation U1 à 32 V.

III.5. Vérification l'arrêt électronique :

- on retourne à l'état initial.
- on vérifie que le pointeur d'indicateur ne bouge pas au-delà de la graduation 1200 ° C lorsque vous modifiez le réglage du thermomètre d'étalonnage de 1200 à 1300 ° C.

III.6. Vérification de l'affichage numérique :

- On fixe pour n'importe quel point dans le tableau 1.
- On ferme l'interrupteur S6 et vérifiez que l'affichage numérique de l'indicateur indique 1888 et que le pointeur reste dans la position de la table correspondant au point sélectionné.

On ouvre l'interrupteur S6.

Avec l'aide du thermomètre T afficher sur l'indicateur les valeurs 600,800 et 900 vérifier que, dans chaque cas, la valeur affichée sur le thermomètre de calibrage T conforme aux valeurs dans le tableau suivant:

Afficheur numerique	Thermomètre T en °C	
	Max	Min
600	605	595
800	805	795
900	905	895

Tableau.2 : vérification de l'afficheur numérique.

On Prend les mêmes mesures encore et vérifier que les valeurs restent dans les tolérances indiquées en :

- Ajustant l'alimentation U1 à 14 V.
- Ajustant l'alimentation U1 à 32 V.

III.7.Vérification de la sortie FDAU :

on règle le thermomètre T d'étalonnage à 0 ° C, 600 ° C et 1200 ° C et vérifier que, dans chaque cas, la tension aux bornes F et G millivoltmètre (V2)

Conforme aux valeurs indiquées dans le tableau suivant:

Position du thermomètre en °C	Sortie FDAU (volts)	
	Max	Min
0	+0.025	-0.025
600	1.585	1.535
1200	5.025	4.975

Tableau.3 : vérification de la sortie FDAU.

On refait les mêmes mesures et vérifier que les valeurs restent dans les tolérances indiquées en :

- Ajustant l'alimentation U1 à 14 V.
- Ajustant l'alimentation U1 à 32 V.

III.8. Vérification du fonctionnement de l'alarme :

On retourne à l'état initial, on pousse le bouton se trouvant sur l'indicateur (plunger) et on vérifie que :

-Indication de la lumière de l'alarme sur l'indicateur s'allume.

-Le pointeur s'aligne avec le point bleu.

-L'afficheur numérique indique 1150. Et la tension de sortie du FDAU est la suivante:

$$-4,92 \text{ V} \pm 0,025 \text{ V}.$$

Avec l'aide du thermomètre T, on vérifie que les conditions du tableau suivant sont satisfaites :

Interrupteur S8 ouvert :

Position du thermomètre T	L'état de l'alarme	Valeur lue sur V1
<795 °C	OFF	0 +/-0.5V
795°C à 805 °C	Either	U1 +/-0.5V
>805 °C	ON	U1 +/- 0.5 V

Tableau.4.1 : vérification de l'alarme.

Interrupteur S8 fermé :

Position du thermomètre T	L'état de l'alarme	Valeur lue sur V1
<710 °C	OFF	0 +/-0.5V
710°C à 720 °C	Either	U1 +/-0.5V
>720 °C	ON	U1 +/- 0.5 V

Tableau.4.2 : vérification de l'alarme.

III.9. Vérifier les dispositifs de protection :

On retourne à l'état initial à chaque fois avant d'effectuer ces tests suivants:

On ouvre l'interrupteur S1, la lumière s'éteint et le pointeur se déplace à l'arrêt du bas d'échelle (à 0°C).

On ouvre les interrupteur S2 ou S3. le pointeur indique une température proche de la température interne de l'indicateur.

-On ferme les interrupteurs S4 ou S5. L'indicateur devrait rester dans la tolérance donnée dans les tableaux précédents.

-On ouvre l'interrupteur S2 et S3 et fermer S4 et S5. Le pointeur indique la température ambiante,

-On vérifie que la variation de R3 sur l'intervalle 0 à 100 ohms n'a aucune influence sur la position du pointeur ou sur l'affichage numérique.

-Vérifier que la fermeture de l'interrupteur S7 n'a aucune influence sur la position du pointeur ou sur la lecture numérique.

III.10. Vérification de l'effet de la température :

On effectue les mesures que le paragraphe par C, F un G-dessus avec l'indicateur à une température de 15 ° C (59 ° F) et 55 ° C (131 ° F). et on vérifie que les valeurs obtenues sont encore dans les tolérances indiquées

III.11. Vérification de la rigidité diélectrique :

Résistance d'isolement:

-On mesure la résistance d'isolement entre tous les pines connectés entre elles (sauf la pine C) et le cas tout en appliquant une tension de 50VDC. La résistance d'isolement devrait être plus de 10 mégohms,

-On mesure la résistance d'isolement entre les bornes d'éclairage reliés ensemble (bornes K et L) et les autres pines connectés entre elles tout en appliquant 50 VDC. La Résistance devrait être supérieure à 20 mégohms.

III.12. Vérification de la métallisation :

La résistance mesurée entre le boîtier et la borne C doit être inférieur à 20 milliohms.

IV. Réglage et ajustements (voir annexe 3) :

On connecte le montage de la figure.V.1 selon la configuration suivante :

En ajustant l'alimentation U1 à 28 V

On ouvre les commutateurs S1 et S2.

IV.1. Ajustement de l'affichage numérique :

On règle le thermomètre d'étalonnage à 1199°C et d'ajuster le potentiomètre P1 jusqu'à l'obtention d'une lecture de 1199 sur l'affichage numérique.

IV.2. Ajustement de l'affichage analogique (pointeur) :

On règle le thermomètre à afficher -50 ° C. en ajustant le potentiomètre P2, aligner le pointeur de l'indicateur à graduation < 0>.

On règle le thermomètre a 1200 ° C. ajuster P3 afin d'apporter le pointeur dans l'alignement avec la graduation <12> sur l'échelle.

IV.3. Vérification de l'ajustement indicateur :

IV.3.1. l'affichage analogique (pointeur) :

Avec l'aide du thermomètre T, aligner le pointeur avec les différentes marques de l' l'échelle. Vérifier que dans chaque cas, la valeur du thermomètre et la valeur indiquée par pointeur restent à l'intérieur de l'intervalle de tolérance indiqué dans le tableau suivant:

Thermomètre	position du pointeur	tolerance
600	6	+/- 8 °C
800	8	+/-8 °C
900	9	+/-8 °C

Tableau.5 : vérification de l'ajustement (pointeur).

IV.3.2. Affichage numérique :

Avec l'aide du thermomètre T, indiquer sur l'affichage numérique les valeurs :600, 800 et 950 et vérifier que dans chaque cas, le thermomètre et les lectures sur l'afficheur correspond aux tolérances indiquées dans le tableau suivants:

thermomètre	position	Tolérance
600	600	+/- 5 °C
800	800	+/- 5 °C
900	900	+/- 5 °C

Tableau.6 : vérification de l'ajustement (afficheur numérique).

IV.4. Sortie FDAU :

On règle le thermomètre d'étalonnage à 0 ° C et 1200 ° C.

Vérifier que dans chaque cas, la tension aux bornes F et G (V2) est correspond aux tolérances indiquées dans le tableau suivant :

Thermomètre T (°C)	V2 (Volts)	
	Max	Min
0	+0.025	-0.025
600	1.585	1.535
1200	5.025	4.975

Tableau.7 : l'ajustement de la sortie FDAU.

V. Conclusion :

Ce test nous a permis de simuler la température au niveau des turbines. Selon Les normes bien définies par le constructeur afin d'éviter de monter sur l'avion un instrument défectueux. On procède de la même manière pour tester chaque indicateur avant son utilisation sur un avion.

Tous ces tests nous permis aussi de régler et d'ajuster toutes la chaine d'instrumentation de bord, afin de fournir des informations justes au commandant de bord concernant les moteurs et d'éviter un éventuel accident. Suivant les valeurs qu'affichent les instruments de bord, le pilote contrôle son appareil et il agit et prend des précautions si les paramètres indiqués présentent une anomalie.

A titre d'exemple si la température augmente dans l'un des moteurs, le pilote le fait éteindre et propulse l'aéronef avec un seul moteur en augmentant sa puissance pour atterrir dans l'aéroport le proche.

Conclusion générale :

Afin d'améliorer les performances d'un avion et le faire propulser dans l'air en toute sécurité, il faut soulever toutes les contraintes aérodynamique et mécanique auxquelles un aéronef est soumis. Dans notre travail on a expliqué deux phénomènes ; la torsion et la sur-température au niveau des réacteurs d'avions et ces deux derniers probablement peuvent se produire à chaque fois qu'un avion effectue un vol. Pour pouvoir éviter la destruction de l'appareil liée à ces phénomènes, l'avion est équipé de deux indicateurs : le Torque et ITT (inter-turbine temperature).

Notre stage au niveau de la compagnie d'air Algérie nous a permis de faire une approche des différents moteurs d'avion et a simulé la température dans ces derniers pour mieux illustrer et saisir l'avion.

En plus du travail descriptif de l'aviation en générale, on s'est un peu familiarisé

Avec la technologie aéronautique, on a également apporté notre touche en utilisant et en effectuant des tests sur un banc d'essai.

Nous espérons que ce travail servira de support aux promotions futures.

Bibliographie

[4] Georges Asch et collaborateurs (5^e édition). Maison d'édition DUNOD.

Manuels :

- Component Manitenace Manuels(CMM).
- Aircraft Maintenance Manuels (AMM).

Sites web :

www.smartcockpit.com

www.electro-avionique.fr

Annexe 1

La condition de Kutta :

Le théorème de Kutta est un théorème fondamental d'aérodynamique qui concerne la portance d'un profil d'aile. Cette condition, parfois appelée condition de Joukowski, détermine la circulation autour d'un profil d'aile et permet donc d'en déduire sa portance.

Quand un corps symétrique à forme lisse, comme un cylindre à section ovale, se déplace dans un fluide avec une incidence positive il y a deux points d'arrêt sur une section du corps, près du bord d'attaque sur l'intrados et du bord de fuite sur l'extrados. La circulation est nulle et il n'y a pas de portance.

Le nombre mach :

Le nombre de Mach est un nombre sans dimension, noté Ma , qui exprime le rapport de la vitesse locale d'un fluide sur la vitesse du son dans ce même fluide.

$Ma < 0,94$: on parle d'écoulement subsonique.

$0,94 < Ma < 1,2$: on parle d'écoulement transsonique.

$1,2 < Ma < 5$: on parle d'écoulement supersonique.

$Ma > 5$: on parle d'écoulement hypersonique.



Vue du cockpit de l'ATR72-500.

	Type E	Type J	Type K	Type R	Type S	Type T
	Nickel 10% Chrome (+) e t Constantan (-)	Fer (+) e t Constantan (-)	Nickel 20% Chrome (+) e t Nickel 5% Al/Mg/Si (-)	Platine 13% Rhodium (+) e t Platine (-)	Platine 10% Rhodium (+) e t Platine (-)	Cuivre (+) e t Constantan (-)
	-100 °C à 1000°C ± 0.5 °C au 9 ^e ordre	0 °C à 760°C ± 0.1 °C au 5 ^e ordre	0 °C à 1370 °C ± 0.7 °C au 8 ^e ordre	0 °C à 1000 °C ± 0.5 °C au 8 ^e ordre	0 °C à 1750 °C ± 1 °C au 9 ^e ordre	-160 °C à 400 °C ± 0.5 °C au 7 ^e ordre
a 0	0.104967248	-0.048868252	0.226584602	0.263632917	0.927763167	0.100860910
a 1	17189.45282	19873.14503	24152.10900	179075.491	169526.5150	25727.94369
a 2	-282639.0850	-218614.5353	67233.4248	-48840341.37	-31568363.94	-767345.8295
a 3	12695339.5	11569199.78	2210340.682	1.90002E +10	8990730663	78025595.81
a 4	-448703084.6	-264917531.4	-860963914.9	-4.82704E +12	-1.63565E +12	-9247486589
a 5	1.10866E +10	2018441314	4.83506E +10	7.62091E +14	1.88027E +14	6.97688E +11
a 6	-1.76807E +11		-1.18452E +12	-7.20026E +16	-1.37241E +16	-2.66192E +13
a 7	1.71842E +12		1.38690E +13	3.71496E +18	6.17501E +17	3.94078E +14
a 8	-9.19278E +12		-6.33708E +13	-8.03104E +19	-1.56105E +19	
a 9	2.06132E +13				1.69535E +20	

**Table des différents coefficients en fonction du type de thermocouple
et pour les plages de mesure**

Table des tensions de Thermocouple Type K (Chromel/Alumel)
Tension thermoélectrique en millivolts avec jonction de référence à 0°C

°C	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	°C
-270	-6,458											-270
-260	-6,441	-6,444	-6,446	-6,448	-6,450	-6,452	-6,453	-6,455	-6,456	-6,457	-6,458	-260
-250	-6,404	-6,408	-6,413	-6,417	-6,421	-6,425	-6,429	-6,432	-6,435	-6,438	-6,441	-250
-240	-6,344	-6,351	-6,358	-6,364	-6,371	-6,377	-6,382	-6,388	-6,394	-6,399	-6,404	-240
-230	-6,262	-6,271	-6,280	-6,289	-6,297	-6,306	-6,314	-6,322	-6,329	-6,337	-6,344	-230
-220	-6,158	-6,170	-6,181	-6,192	-6,202	-6,213	-6,223	-6,233	-6,243	-6,253	-6,262	-220
-210	-6,035	-6,048	-6,061	-6,074	-6,087	-6,099	-6,111	-6,123	-6,135	-6,147	-6,158	-210
-200	-5,891	-5,907	-5,922	-5,936	-5,951	-5,965	-5,980	-5,994	-6,007	-6,021	-6,035	-200
-190	-5,730	-5,747	-5,763	-5,780	-5,796	-5,813	-5,829	-5,845	-5,860	-5,876	-5,891	-190
-180	-5,550	-5,569	-5,587	-5,606	-5,624	-5,642	-5,660	-5,678	-5,695	-5,712	-5,730	-180
-170	-5,354	-5,374	-5,394	-5,414	-5,434	-5,454	-5,474	-5,493	-5,512	-5,531	-5,550	-170
-160	-5,141	-5,163	-5,185	-5,207	-5,228	-5,249	-5,271	-5,292	-5,313	-5,333	-5,354	-160
-150	-4,912	-4,936	-4,959	-4,983	-5,006	-5,029	-5,051	-5,074	-5,097	-5,119	-5,141	-150
-140	-4,669	-4,694	-4,719	-4,743	-4,768	-4,792	-4,817	-4,841	-4,865	-4,889	-4,912	-140
-130	-4,410	-4,437	-4,463	-4,489	-4,515	-4,541	-4,567	-4,593	-4,618	-4,644	-4,669	-130
-120	-4,138	-4,166	-4,193	-4,221	-4,248	-4,276	-4,303	-4,330	-4,357	-4,384	-4,410	-120
-110	-3,852	-3,881	-3,910	-3,939	-3,968	-3,997	-4,025	-4,053	-4,082	-4,110	-4,138	-110
-100	-3,553	-3,584	-3,614	-3,644	-3,674	-3,704	-3,734	-3,764	-3,793	-3,823	-3,852	-100
-90	-3,242	-3,274	-3,305	-3,337	-3,368	-3,399	-3,430	-3,461	-3,492	-3,523	-3,553	-90
-80	-2,920	-2,953	-2,985	-3,018	-3,050	-3,082	-3,115	-3,147	-3,179	-3,211	-3,242	-80
-70	-2,586	-2,620	-2,654	-2,687	-2,721	-2,754	-2,788	-2,821	-2,854	-2,887	-2,920	-70
-60	-2,243	-2,277	-2,312	-2,347	-2,381	-2,416	-2,450	-2,484	-2,518	-2,552	-2,586	-60
-50	-1,889	-1,925	-1,961	-1,996	-2,032	-2,067	-2,102	-2,137	-2,173	-2,208	-2,243	-50
-40	-1,527	-1,563	-1,600	-1,636	-1,673	-1,709	-1,745	-1,781	-1,817	-1,853	-1,889	-40
-30	-1,156	-1,193	-1,231	-1,268	-1,305	-1,342	-1,379	-1,416	-1,453	-1,490	-1,527	-30
-20	-0,777	-0,816	-0,854	-0,892	-0,930	-0,968	-1,005	-1,043	-1,081	-1,118	-1,156	-20
-10	-0,392	-0,431	-0,469	-0,508	-0,547	-0,585	-0,624	-0,662	-0,701	-0,739	-0,777	-10
0	0,000	-0,039	-0,079	-0,118	-0,157	-0,197	-0,236	-0,275	-0,314	-0,353	-0,392	0
0	0,000	0,039	0,079	0,119	0,158	0,199	0,238	0,277	0,317	0,357	0,397	0
10	0,397	0,437	0,477	0,517	0,557	0,597	0,637	0,677	0,718	0,758	0,798	10
20	0,798	0,838	0,879	0,919	0,960	1,000	1,041	1,081	1,122	1,162	1,203	20
30	1,203	1,244	1,285	1,325	1,366	1,407	1,448	1,489	1,529	1,570	1,611	30
40	1,611	1,652	1,693	1,734	1,776	1,817	1,858	1,899	1,940	1,981	2,022	40
50	2,022	2,064	2,105	2,146	2,188	2,229	2,270	2,312	2,353	2,394	2,436	50
60	2,436	2,477	2,519	2,560	2,601	2,643	2,684	2,726	2,767	2,809	2,850	60
70	2,850	2,892	2,933	2,975	3,016	3,058	3,100	3,141	3,183	3,224	3,266	70
80	3,266	3,307	3,349	3,390	3,432	3,473	3,515	3,556	3,598	3,639	3,681	80
90	3,681	3,722	3,764	3,805	3,847	3,888	3,930	3,971	4,012	4,054	4,095	90
100	4,095	4,137	4,178	4,219	4,261	4,302	4,343	4,384	4,426	4,467	4,508	100
110	4,508	4,549	4,590	4,632	4,673	4,714	4,755	4,796	4,837	4,878	4,919	110
120	4,919	4,960	5,001	5,042	5,083	5,124	5,164	5,205	5,246	5,287	5,327	120
130	5,327	5,368	5,409	5,450	5,490	5,531	5,571	5,612	5,652	5,693	5,733	130
140	5,733	5,774	5,814	5,855	5,895	5,936	5,976	6,016	6,057	6,097	6,137	140
150	6,137	6,177	6,218	6,258	6,298	6,338	6,378	6,419	6,459	6,499	6,539	150
160	6,539	6,579	6,619	6,659	6,699	6,739	6,779	6,819	6,859	6,899	6,939	160
170	6,939	6,979	7,019	7,059	7,099	7,139	7,179	7,219	7,259	7,299	7,338	170
180	7,338	7,378	7,418	7,458	7,498	7,538	7,578	7,618	7,658	7,697	7,737	180
190	7,737	7,777	7,817	7,857	7,897	7,937	7,977	8,017	8,057	8,097	8,137	190
200	8,137	8,177	8,216	8,256	8,296	8,336	8,376	8,416	8,456	8,497	8,537	200
210	8,537	8,577	8,617	8,657	8,697	8,737	8,777	8,817	8,857	8,898	8,938	210
220	8,938	8,978	9,018	9,058	9,099	9,139	9,179	9,220	9,260	9,300	9,341	220
230	9,341	9,381	9,421	9,462	9,502	9,543	9,583	9,624	9,664	9,705	9,745	230
240	9,745	9,786	9,826	9,867	9,907	9,948	9,989	10,029	10,070	10,111	10,151	240
250	10,151	10,192	10,233	10,274	10,315	10,355	10,396	10,437	10,478	10,519	10,560	250

260	10,560	10,600	10,641	10,682	10,723	10,764	10,805	10,846	10,887	10,928	10,969	260
270	10,969	11,010	11,051	11,093	11,134	11,175	11,216	11,257	11,298	11,339	11,381	270
280	11,381	11,422	11,463	11,504	11,546	11,587	11,628	11,669	11,711	11,752	11,793	280

Table des tensions de Thermocouple Type K (Chromel/Alumel)												
Tension thermoélectrique en millivolts avec jonction de référence à 0°C												
°C	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	°C
290	11,793	11,835	11,876	11,918	11,959	12,000	12,042	12,083	12,125	12,166	12,207	290
300	12,207	12,249	12,290	12,332	12,373	12,415	12,456	12,498	12,539	12,581	12,623	300
310	12,623	12,664	12,706	12,747	12,789	12,831	12,872	12,914	12,955	12,997	13,039	310
320	13,039	13,080	13,122	13,164	13,205	13,247	13,289	13,331	13,372	13,414	13,456	320
330	13,456	13,497	13,539	13,581	13,623	13,665	13,706	13,748	13,790	13,832	13,874	330
340	13,874	13,915	13,957	13,999	14,041	14,083	14,125	14,167	14,208	14,250	14,292	340
350	14,292	14,334	14,376	14,418	14,460	14,502	14,544	14,586	14,628	14,670	14,712	350
360	14,712	14,754	14,796	14,838	14,880	14,922	14,964	15,006	15,048	15,090	15,132	360
370	15,132	15,174	15,216	15,258	15,300	15,342	15,384	15,426	15,468	15,510	15,552	370
380	15,552	15,594	15,636	15,679	15,721	15,763	15,805	15,847	15,889	15,931	15,974	380
390	15,974	16,016	16,058	16,100	16,142	16,184	16,227	16,269	16,311	16,353	16,395	390
400	16,395	16,438	16,480	16,522	16,564	16,607	16,649	16,691	16,733	16,776	16,818	400
410	16,818	16,860	16,902	16,945	16,987	17,029	17,072	17,114	17,156	17,199	17,241	410
420	17,241	17,283	17,326	17,368	17,410	17,453	17,495	17,537	17,580	17,622	17,664	420
430	17,664	17,707	17,749	17,792	17,834	17,876	17,919	17,961	18,004	18,046	18,088	430
440	18,088	18,131	18,173	18,216	18,258	18,301	18,343	18,385	18,428	18,470	18,513	440
450	18,513	18,555	18,598	18,640	18,683	18,725	18,768	18,810	18,853	18,895	18,938	450
460	18,938	18,980	19,023	19,065	19,108	19,150	19,193	19,235	19,278	19,320	19,363	460
470	19,363	19,405	19,448	19,490	19,533	19,576	19,618	19,661	19,703	19,746	19,788	470
480	19,788	19,831	19,873	19,916	19,959	20,001	20,044	20,086	20,129	20,172	20,214	480
490	20,214	20,257	20,299	20,342	20,385	20,427	20,470	20,512	20,555	20,598	20,640	490
500	20,640	20,683	20,725	20,768	20,811	20,853	20,896	20,938	20,981	21,024	21,066	500
510	21,066	21,109	21,152	21,194	21,237	21,280	21,322	21,365	21,407	21,450	21,493	510
520	21,493	21,535	21,578	21,621	21,663	21,706	21,749	21,791	21,834	21,876	21,919	520
530	21,919	21,962	22,004	22,047	22,090	22,132	22,175	22,218	22,260	22,303	22,346	530
540	22,346	22,388	22,431	22,473	22,516	22,559	22,601	22,644	22,687	22,729	22,772	540
550	22,772	22,815	22,857	22,900	22,942	22,985	23,028	23,070	23,113	23,156	23,198	550
560	23,198	23,241	23,284	23,326	23,369	23,411	23,454	23,497	23,539	23,582	23,624	560
570	23,624	23,667	23,710	23,752	23,795	23,837	23,880	23,923	23,965	24,008	24,050	570
580	24,050	24,093	24,136	24,178	24,221	24,263	24,306	24,348	24,391	24,434	24,476	580
590	24,476	24,519	24,561	24,604	24,646	24,689	24,731	24,774	24,817	24,859	24,902	590
600	24,902	24,944	24,987	25,029	25,072	25,114	25,157	25,199	25,242	25,284	25,327	600
610	25,327	25,369	25,412	25,454	25,497	25,539	25,582	25,624	25,666	25,709	25,751	610
620	25,751	25,794	25,836	25,879	25,921	25,964	26,006	26,048	26,091	26,133	26,176	620
630	26,176	26,218	26,260	26,303	26,345	26,387	26,430	26,472	26,515	26,557	26,599	630
640	26,599	26,642	26,684	26,726	26,769	26,811	26,853	26,896	26,938	26,980	27,022	640
650	27,022	27,065	27,107	27,149	27,192	27,234	27,276	27,318	27,361	27,403	27,445	650
660	27,445	27,487	27,529	27,572	27,614	27,656	27,698	27,740	27,783	27,825	27,867	660
670	27,867	27,909	27,951	27,993	28,035	28,078	28,120	28,162	28,204	28,246	28,288	670
680	28,288	28,330	28,372	28,414	28,456	28,498	28,540	28,583	28,625	28,667	28,709	680
690	28,709	28,751	28,793	28,835	28,877	28,919	28,961	29,002	29,044	29,086	29,128	690
700	29,128	29,170	29,212	29,254	29,296	29,338	29,380	29,422	29,464	29,505	29,547	700

710	29,547	29,589	29,631	29,673	29,715	29,756	29,798	29,840	29,882	29,924	29,965	710
720	29,965	30,007	30,049	30,091	30,132	30,174	30,216	30,257	30,299	30,341	30,383	720
730	30,383	30,424	30,466	30,508	30,549	30,591	30,632	30,674	30,716	30,757	30,799	730
740	30,799	30,840	30,882	30,924	30,965	31,007	31,048	31,090	31,131	31,173	31,214	740
750	31,214	31,256	31,297	31,339	31,380	31,422	31,463	31,504	31,546	31,587	31,629	750
760	31,629	31,670	31,712	31,753	31,794	31,836	31,877	31,918	31,960	32,001	32,042	760
770	32,042	32,084	32,125	32,166	32,207	32,249	32,290	32,331	32,372	32,414	32,455	770
780	32,455	32,496	32,537	32,578	32,619	32,661	32,702	32,743	32,784	32,825	32,866	780
790	32,866	32,907	32,948	32,990	33,031	33,072	33,113	33,154	33,195	33,236	33,277	790
800	33,277	33,318	33,359	33,400	33,441	33,482	33,523	33,564	33,604	33,645	33,686	800
810	33,686	33,727	33,768	33,809	33,850	33,891	33,931	33,972	34,013	34,054	34,095	810
820	34,095	34,136	34,176	34,217	34,258	34,299	34,339	34,380	34,421	34,461	34,502	820
830	34,502	34,543	34,583	34,624	34,665	34,705	34,746	34,787	34,827	34,868	34,909	830
840	34,909	34,949	34,990	35,030	35,071	35,111	35,152	35,192	35,233	35,273	35,314	840

