République Algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur
et de la recherche scientifique

Université "Yahia FARES" Médéa
Faculté de la Technologie

Département de Génie Mécanique



Projet de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme de Master En Génie Mécanique
Option : énergétique

Thème
Etude paramétrique d'un turboréacteur à double flux

Proposé et dirigé par :

- **Dr. ALLICHE Mounir**
- **Dr .REBHI Redha**

Présente par :

- **LAZIZI Mohamed Chihab eddine**
- **HADIBI Adel**

Promotion 2017-2018

Remerciements

Nous remercions tout d'abord à notre Dieu le tout puissant, de nous avoir aidé et donné la force et la connaissance pour accomplir ce travail. Nous remercions du fond du cœur nos chers parents pour tous ce qu'ils ont fait pour nous.

Nous voudrions présenter nos remerciements à notre encadreur

Dr : ALLICHE MOUNIR, nous voudrions également lui témoigner notre gratitude pour sa patience et son soutien qui nous a été précieux afin de mener notre travail à bon port.

Nous voudrions exprimer notre gratitude à tout le personnel de l'université Dr : YAHIA FARES de MEDEA, en particulier au corps administratif et les enseignants du département de génie de la matière.

Enfin nous tenons à remercier tous ceux qui, de prés ou de loin ont contribué à la réalisation de ce travail.

Dédicace

Je dédie ce travail à :

A celle qui a inséré le goût de la

vie et le sens de la responsabilité....merci MERE.

A celui qui a été toujours la source d'inscription

Et de courage ....merci PERE.

A mon frère TAREK et toutes mes sœurs

A mes cousins et cousines

Et à toute ma famille.

A mes collègues de l'établissement HAMOUD REMDAN.

A monsieur l'encadreur ALLICHE MOUNIR pour son aide et

Ses orientations dans mon domaine.

A tous mes amis de prés ou de loin.

A la promotion de master.

Particulier mon cher binôme LAZIZI MOHAMED.

A touts mes amis de la ville de Tablat

ADEL HADIBI

Dédicace

Je dédie ce travail à :

A celle qui a inséré le goût de la vie et le sens de la responsabilité….merci MERE.

A celui qui a été toujours la source d'inscription et de courage ….merci PERE.

A mes frères.

A ma grand-mère.

A mes tantes et mes tentons.

A mes oncles, mes cousins et cousines Et à toute ma famille.

A Monsieur : ALLICHE MOUNIR pour son aide.

A mon cher binôme HADIBI ADEL

A tous mes amis de prés ou de loin.

A la promotion de master.

LAZIZI MOHAMED CHIHAB EDDINE

Résumé

Dans ce travail, on s'intéresse particulièrement au calcul thermodynamique, cinématique et aérodynamique d'un turboréacteur simple double flux,

On a développé un programme informatique pour un calcul paramétrique des différents éléments du turboréacteur ; en occurrence ; le diffuseur, la soufflante, le compresseur, la chambre de combustion et la turbine puis la tuyère.

L'étude paramétrique est basée sur le comportement de la poussée et la consommation spécifique en variant quelques paramètres influant comme : la température à la fin de combustion, la vitesse d'entrée V_0 La pression et la température atmosphérique, le taux de compression dans le compresseur, la soufflante et le taux de dilution ainsi que l'altitude.

Mots clés : Turboréacteur – double flux – Propulsion - thermodynamique

Abstract

In this work , we are particuliary interesed in thermodynamical, cinematic and aerodynamic calculation of a turbofan, we have devloped a data processing softwar (program) program for parametric calculation of difference aspect of the turbofan.

Combined with defuser, fan, compressor, the combution chamber, turbine and the nozzlethis parametric study is based on the behvior of thrust and specific conception with variation of other fluent parameters as : temperaturr at the end of combution, the enter rate V0, pressor atmospheric temperattur , rate of compression in the fan and compressor and the rate of dilution also the altitude

Keywords: Turboréacteur – double flow– Propulsion - thermodynamics

الملخص

في هذا البحث ركزنا خصوصا على الحساب الديناميكا الحرارية، الحساب الحركي، و الديناميكا الهوائية للنفاث الهوائي ثنائي التدفق.

لهذا قمنا بتطوير برنامج إعلام آلي بلغة الفور ترون من أجل الحساب في مختلف أجزاء المفاعل و هي موزع الهواء، المروحة، ضاغط الهواء، غرفة الإحراق و العنفة ثم الأنبوب الهوائي.

إن دراسة الخصائص تتركز على طبيعة قوة الدفع و الاستهلاك النسبي، مع تغيير بعض الخصائص المؤثرة **مثل**: درجة الحرارة عند نهاية الاحتراق، سرعة دخول الهواء، الضغط الجوي، درجة حرارة المحيط، معامل الضغط في الضاغط الهوائي ، معامل الضغط في المروحة، معامل التخفيف، أيضا الارتفاع .

كلمات مفتاحية : **مفاعل تربو- ثنائي التدفق – الدفع** - تارموديناميك

Sommaire

Remerciements	I
Dédicace	II
Résumé	IV
Sommaire	VI
Liste des figures	IX
Liste des tableaux	XII
Nomenclature	XIII
Liste des abréviations	XV
Point concernant le cycle thermodynamique	XVI

Introduction générale……...……....1

Chapitre -I- : Étude général d'un turboréacteur

1-Introduction…….....4

2-Définition…….. ..4

3- Principe de fonctionnement……..……..4

4 Etude des organes de turboréacteur……..……9

4-1- le diffuseur…….....8

4-2- soufflante et compresseur……..……...11

4-3- la chambre de combustion……17

4-4- la turbine……...29

4-5- le poste de combustion ….....……..23

4-6- la tuyère……...……..……...26

5-cycles thermodynamiques……..……29

5-1-séparé…….....29

5-2-séparé avec poste de combustion……...……29

5-3-mélangé…….....30

5-4-mélangé avec poste de combustion……...……31

Chapitre- II-Propulsion et performance d'un turboréacteur

1-introduction……..……..32

2-Principe de propulsion par réaction……..…….32

2-1- 3ème Loi d'Isaac Newton…….....32

2-2 la quantité de mouvement…….....33

3-détermination de la poussée……..….....33

3-1-Théorème de la quantité de mouvement –Euler.…….……..….....33

4-Propulsion des turboréacteurs à doubles flux …..……..……...34

5- La puissance…….....…….…39

5-1- Puissance calorifique et puissance utile…….....40

5-2-Puissance thermique…….……....41

5-3-Puissance de propulsion……42

5 4-La puissance dynamique ……...43

6-Rendement…….……..……44

6-1-Rendement propulsive…….....44

6-2- Rendement thermique…….....44

6-3-Rendement thermopropulsive…….……...44

6-4 rendement globale…….....45

Chapitre III : La méthodologie de Calcule

1-Condition supposés dans le calcul ……46
2- algorithme de calcul d'un cycle à deux flux éjectés séparément ……..……46

3-Organigramme de calcul d'un cycle séparée ……55

4-adaptation des conditions cycle à deux flux à éjection mélangé……..…….56

Chapitre IV : Étude paramétrique

1-Introduction……62

2-influence de la température de sortie de la chambre de combustion sur les performances d'un turboréacteur ……63

3-influence de la vitesse du vol sur les performances d'un turboréacteur……..…....65

4- influence de la pression atmosphérique sur les performances D'un turboréacteur ……..68
5- influence de la de température ambiante sur les performances d'un turboréacteur …..…...70

6- influence de taux de compression dans le compresseur sur les performances d'un turboréacteur …….……...72

7- Influence de taux de compression dans la soufflante sur les performances d'un turboréacteur ……..……..……..….. ..75

8-Influence de l'altitude sur les performances d'un turboréacteur……..……..…...77

9-Influence de taux de dilution sur les performances D'un turboréacteur ……...80

Conclusion générale ……..…..84

Liste des figures

Introduction

Fig01 : turboréacteur simple flux 2

Fig02 : turboréacteur double flux 3

Chapitre I : Étude général d'un turboréacteur

Fig01 : schéma de fonctionnement 5

Fig02 : éjection mélangé 7

Fig03 : éjection séparé 8

Fig04 : diffuseur 9

Fig05 : distribution d'écoulement 9

Fig06 : évolution thermodynamique d'un diffuseur 9

Fig01 : schéma du diffuseur 9

Fig08 : étage d'un compresseur axial 12

Fig09 : écoulement du fluide dans un étage axial 12

Fig10 : soufflante 13

Fig11 : compresseur centrifuge 14

Fig12 : schéma de la soufflante 14

Fig13 : évolution thermodynamique d'une soufflante 14

Fig14 : schéma de compresseur 16

Fig15 : évolution thermodynamique du compresseur 16

Fig16 : évolution thermodynamique de la chambre de combustion 18

Fig17 : schéma de la chambre de combustion 18

Fig18 : l'écoulement du fluide dans un étage de la turbine **20**

Fig19 : schéma de la turbine **20**

Fig20 : évolution thermodynamique **20**

Fig21 : poste de combustion dans cas mélangé **24**

Fig22 : le poste de combustion dans cas séparé **24**

Fig23 : évolution thermodynamique du poste de combustion **24**

Fig24 : schéma du poste de la combustion **24**

Fig25 : pression de sortie en fonction de nombre de mach **27**

Fig26 : évolution thermodynamique de la tuyère **27**

Fig27 : schéma de la tuyère **27**

Fig28 : cycle thermodynamique séparé **29**

Fig29 : cycle thermodynamique séparé avec poste de combustion **29**

Fig30 : cycle thermodynamique mélangé **30**

Fig31 : cycle thermodynamique mélangé avec poste de combustion **31**

Chapitre II : Propulsion et performance du turboréacteur

Fig1 : exemple d'action et réaction **33**

Fig2 : écoulement d'Euler dans un tube **34**

Fig3 : la poussé dans le cas séparé **35**

Fig4 : la poussé dans le cas mélangé **36**

Fig5 : variation de rendement propulsif en fonction du taux de dilution **40**

Fig6 : puissance calorifique **41**

Chapitre IV: Étude paramétrique

Fig1 : chois des points a l'entrée et sortie des organes **62**

Fig2 : variation de la poussée et la consommation spécifique En fct de la temp a la sortie de CC **65**

Fig3 : variation de la poussée et la consommation spécifique en fct de la temp a vitesse de vol **67**

Fig4 : variation de rendement propulsive en fct de la vitesse 67

Fig5 : variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de la pression atm 69

Fig6: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de la tem amb 71

Fig7 : variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de taux de compression dans le compresseur 74

Fig8: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de taux de compression dans la soufflante 76

Fig9: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct d'altitude 89

Fig10: variation de la force flux primaire et la force flux secondaire en fct de taux de dilution 82

Fig11: variation de la consommation spécifique et la force de poussée en fonction du taux de dilution 83

Liste des tableaux

Chapitre II : Propulsion et performance du turboréacteur

Tab(1) : les formules de poussées **37**

Tab(2) : les formules de puissance de propulsion **43**

Chapitre III : La méthodologie de Calcule

Tab(1) : condition des organes **46**

Chapitre IV: Étude paramétrique

Tab(1) : Influence de la température de sortie de la chambre de combustion **64**

Tab(2) : Influence de la vitesse du vol sur **66**

Tab(3) : Influence de la pression atmosphérique **69**

Tab(4) : Influence de la température ambiante **71**

Tab(5) : Influence du Taux de compression du compresseur **73**

Tab(6) : Influence du Taux de compression de la soufflante **76**

Tab(7) : Influence de l'altitude sur la pression et Temp amb **78**

Tab(8) : Influence de l'altitude **78**

Tab(9) : Influence du Taux de dilution **81**

Nomenclature :

Symboles Définitions Unités (SI)

Symbole	Définition	unité
a	Vitesse du son	(m/s)
Cp	Chaleur spécifique à pression constante	(J/kg.K)
csc	Consommation spécifique combustible	(Kg/S.N)
E C	Énergie cinétique	(J)
E P	Énergie potentielle	(J)
F	Force	(N)
F_{sp}	Poussé spécifique	N.s/Kg
h	Enthalpie massique	(J/kg)
K	Coefficient d'excès d'air	
m	Débit massique	Kg/s
m_n	Débit massique non comburé	Kg/s
M	Nombre de Mach	
P	Pression statique	(Pa)
Pt	Pression total	Pa
P_c^i	Pouvoir calorifique inferieur	j/Kg
P_{cal}	Puissance calorifique	j/Kg
P_d	Puissance dynamique	j/Kg
P_P	Puissance propulsive	j/Kg
P_{th}	Puissance thermique	j/Kg
$P_{th.r}$	Puissance thermique réelle	j/Kg
Pu	Puissance utile	j/Kg
Q	Quantité de chaleur	J
$\dot{Q}$	Débit de chaleur	j/s
r	Rapport de compression	
S	Section	m²
T	température	K

V	Vitesse	m/s
W	travail	j
$\dot{W}$	Puissance de travail	j/s
η_g	Rendement global	
η_{is}, η_s	Rendement isentropique	
η_P	rendement propulsive	
η_{th}	rendement thermique	
$\eta_{th.p}$	rendement thermopropulsive	
$\mathcal{P}$	Quantité de mouvement	m.Kg/s
λ	Taux de dilution	
φ	Masse volumique	Kg/m^3
γ	Exposant isentropique	

Liste des abréviations

a :	air
Amb :	ambiante
Atm :	atmosphérique
C :	compresseur
CC :	chambre de combustion
D :	diffuseur
Fct :	fonction
G :	gaz
Pr :	flux primaire
S :	soufflante
Sec :	secondaire
t :	turbine
Temp :	température
Ty :	tuyère

POINT CONCERNANT LE CYCLE THERMODYNAMIQUE

- 0 : entrée de la manche d’admission.

-1 : entrée de la soufflante.

- 2 : entrée du compresseur.

- 3 : entrée de la chambre de combustion.

- 4 : entrée de la turbine.

- 5 : entrée de la tuyère Primaire.

- 6 : sortie de la tuyère primaire.

-6s : sortie de la tuyère secondaire.

Introduction générale

De puis des siècles et des années l'homme rêve toujours de voler, il a Essayé de réaliser son rêve par différentes idées, des fois l'utilisation des ailes (Abbas ibn Firnas) ix siècle, et autre fois par le vol à voile (Eilmer de Malmesbury) en 1010 … le rêve continue et la science se développe jour après jour.

En décembre 1903 les frères (Wright) effectuèrent le premier vol motorisé contrôlé par un moteur à quatre cylindres qui fait tourner une hélice [1]. A partir de ce moment la recherche s'accéléra dans le domaine des moteurs des avions jusqu'au 03 mai 1921 quand le français (Maxime Guillaume) a inventé des nouveau moteur de propulsion par réaction sur l'air, et a obtenue un brevet d'invention le13 janvier 1922 [2].

En 1928 (Frank Whittle) développe un nouveau moteur à réaction c'est le turbo réacteur (brevetée en1930), il est testé sur un banc d'essai en Avril 1937 [3]. Parallèlement, un ingénieur allemand, Hans Joachim PABST VON OHAIN, inventait le premier turboréacteur allemand. Son premier réacteur HES 1, comparable à celui de l'anglais Whittle, avait tourné au banc en septembre 1937 [4]. En 1939, une version améliorée, le HES 3B permettait le décollage du premier avion à turboréacteur du monde : le Heinkel He-178 [4].

Ce type de moteur à réaction inventée et développé par les ingénieurs précédents qui est connue sur le nom de turboréacteur sont tous de type turboréacteur à simple flux qui fonctionne principalement par l'échauffement d'air et le jet en arrière pour créer une force de poussé.

Cette opération nécessite une série consécutive des étapes qui commence par l'aspiration d'air par un compresseur ensuite un échauffement d'air est assuré par une chambre de combustion,

Les gaz brulés sortant de la chambre sont partiellement détendus dans une turbine pour assurer l'alimentation du compresseur puis sont éjectés par une grande vitesse par la tuyère.

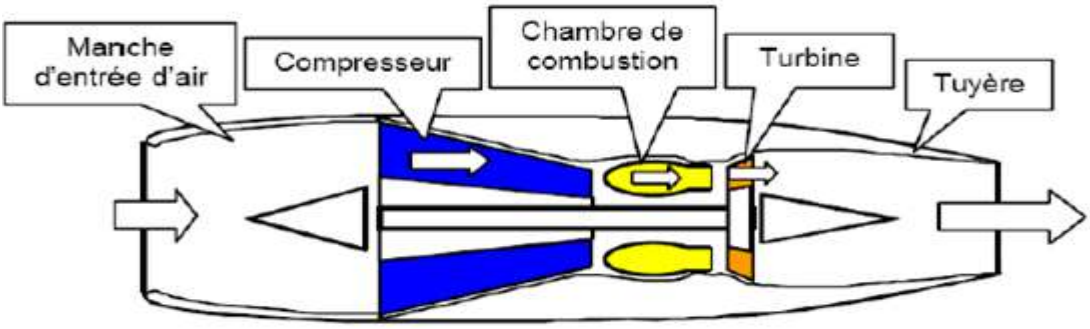


Figure 1: turboréacteur simple flux [5]

Puisque le principe de fonctionnement qui est basé sur l'échauffement d'air donc il faut mettre en considération la consommation du combustible par rapport à la force de poussé ou bien le rendement de la machine qui reste toujours un facteur à améliorer, et au parcours d'augmenter le rendement les ingénieurs arrivent à développer un autre type de turboréacteur qui fonctionne à deux flux , on peut dire que ce nouveau type de moteur de propulsion et un turbo réacteur à simple flux plus un autre flux qui s'écoule à l'extérieur de ce dernier sauf qu'il y a de petites modifications pour assurer la circulation du flux secondaire par le placement d'une soufflante a l'entrée de la machine pour aspirer une grande quantité d'aire qui se sépare ensuite en deux :

Un premier flux s'écoule à l'intérieur de turboréacteur et passe par tous les organes (compresseur, chambre de combustion, turbine puis la tuyère).

Le deuxième flux se passe par un autre chemin qui se comporte seulement d'une conduite parallèle au chemin du premier flux et éjecté soit par la même tuyère du premier flux (est le cas d'un turboréacteur à flux mélangé), ou bien par une autre tuyère entourée la tuyère de premier flux et c'est le cas d'un turboréacteur à flux séparé.

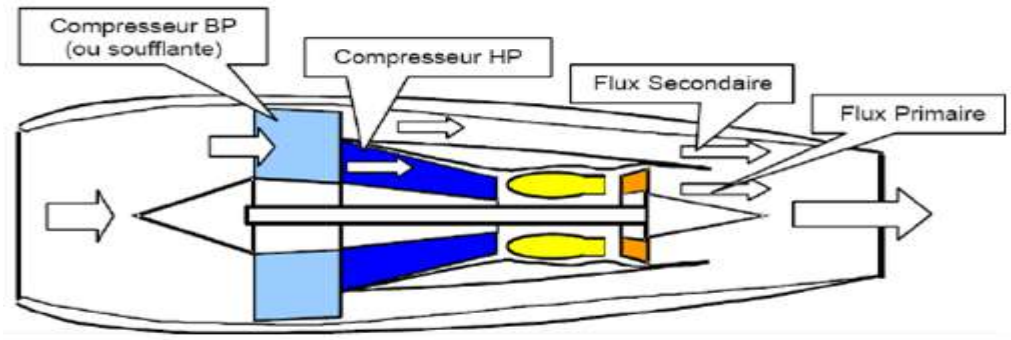


Figure 2: turboréacteur double flux [5]

Dans ce type de turbo réacteur la majorité de la poussée est assurée par le secondaire flux donc il faut que la plus part du débit massique passe par la conduite extérieur, et peut s'attendre jusqu'à 20 fois le débit du flux primaire ; le rapport entre eux est connu sous le nom de taux de dilution, généralement le premier flux est utilisé pour alimenter la soufflante d'aspiration.

Il est sûr que la construction de turboréacteur à double flux est plus difficile qu'un turboréacteur à simple flux, mais pour les raisons de bon rendement, le réacteur à double flux est plus favorable que celui du simple flux.

L'économie du combustible est un facteur très important dans la construction des moteurs, le terme est défini pour les réacteurs par la consommation spécifique du combustible et le rendement globale de la machine.

Pour déterminer les différents paramètres influents sur le turboréacteur à double flux, on va faire une étude énergétique sur les différents éléments d'entrée pour enfin aboutir au dimensionnement des principaux organes du turboréacteur à double flux qui sont :

- Le diffuseur
- La soufflante
- Le compresseur.
- La chambre de combustion.
- La turbine à gaz.
- La tuyère.

Pour aboutir à des résultats exacts, on a procède au calcul par processus itératif utilisant la programmation en Fortran.

Chapitre I :

Étude général d’un turboréacteur

1. Introduction

Après l'invention du moteur de propulsion par réaction sur l'air par le français Maxime Guillaume en 1921, tous les ingénieurs qui s'intéressent par l'aviation commencent à développer des moteurs qui fonctionnent par le même principe de propulsion.

L'un de ces moteurs est le turboréacteur à double flux. Il est construit pour minimiser la consommation du combustible par la combinaison entre le turboréacteur simple flux et le turbopropulseur pour atteindre des valeurs du rendement et de puissance propulsif entre les moyens des deux moteurs.

2. Définition

Le turbo réacteur à double flux est un moteur de propulsion qui transforme l'énergie chimique dans un carburant en énergie thermique et cinétique pour crier une force de poussé.

Dans le turbo fan la force est criée par deux flux de gaz qui circulant dans le moteur :

Un flux chaud (des gaz brulés) aussi il est nommé le flux primaire.

Un flux froid (l'air), c'est le flux secondaire.

3. Principe de fonctionnement

Pour comprendre un turboréacteur double à flux comment se fonctionne pour générer une force de poussé, il faut suivre le trajet des fluides circulant au cœur du réacteur.

A l'entrée l'air passe par un diffuseur et aspirée par une soufflante (compresseur base pression), puis il se sépare en deux flux :

- Un flux primaire, ensuite se comprime dans un compresseur haut pression, comburé dans une chambre de combustion pour augmenter sa température, détendue dans la turbine réchauffée par fois dans un poste de combustion enfin détendue et accélérée dans la tuyère d'éjection

- Un flux secondaire est dirigé directement par des canalisations vers la tuyère d'éjection ou devant vers un poste de combustion dans quelque model de réacteur puis éjecté par tuyère.

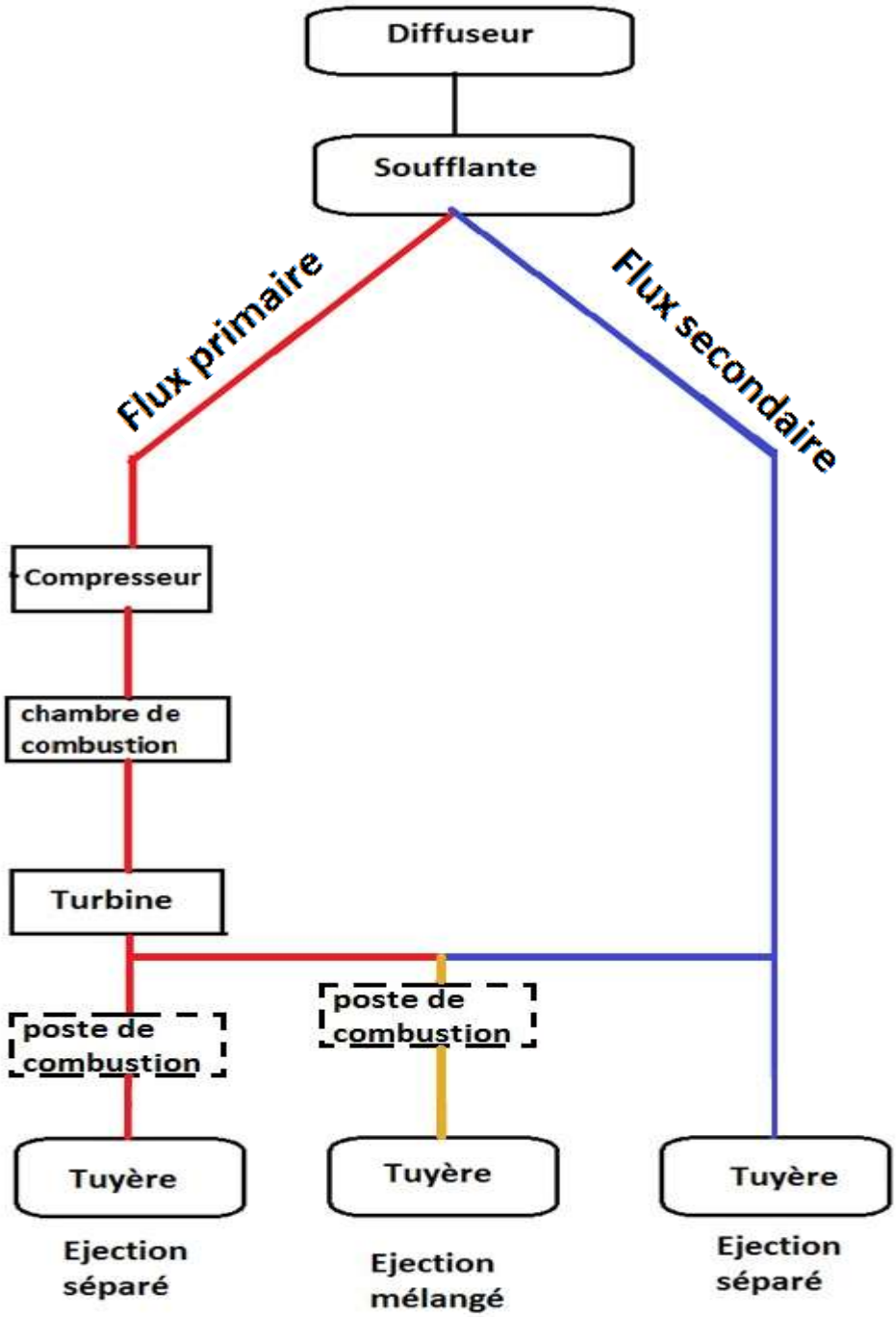


Figure 1 : schéma de fonctionnement

1- Diffuseur :

C'est l'entrée d'air, il est destiné à capter le fluide et à amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée de la soufflante.

L'air entre dans le diffuseur par les conditions de température et pression de l'ambiante T0 et P0, il va augmenter à P1 et T1.

2- La soufflante :

Avec un grand débit massique, l'air est aspiré du diffuseur à la température T1 et à la pression P1 par un compresseur base pression ou que ce qu'on appelle une soufflant, et la quittent par la température T2 et pression P2.

A la sortie de la soufflante le flux et se sépare en deux :

- Un flux primaire ou flux chaud : il va traverser tous le circuit de compression, combustion, détente dans la turbine, détente et éjection dans la tuyère

3- La compression

L'air qu'est d'érigé vers l'intérieur du réacteur passe par un compresseur haut pression ; en réalité par deux compresseur, Bp et Hp. Pour le maintenir à une pression élevée (P3) et aussi à une température (T3), enfin pour répondre aux conditions de combustion.

4- La combustion :

L'air qui sorte du compresseur entre dans la chambre de combustion pour se bruler par un combustible (les combustible utilisant dans les turboréacteurs basons sur le kérosène), l'air devient un gaz brulé et sa température augmente vers (T4), par contre que sa pression reste constante, d'où (P4 = P3), c'est la combustion isobare.

5- La détente dans les turbines :

Les gaz brulés sortant de la chambre de combustion par une température et pression élevées passent dans les deux turbines HP et BP et se sont partiellement détendues en entrainant les arbres de chacune de ces turbines.

L'arbre de la turbine haute pression entraine le compresseur HP.

L'arbre de la turbine base pression entraine le compresseur BP plus la soufflante.

Les gaz sortant de la turbine par une pression P4 < P3 et une température T4 < T3.

6- La détente dans tuyère

Les gaz d'échappement de la turbine sortant à une pression P5, continuent à détendre dans la tuyère par la transformation de sa pression en vitesse, la pression à la sortie P5 tend vers la pression atmosphérique P0 et la température devient T5.

- Un flux secondaire ou flux froid : le deuxième flux circule en parallèle au premier flux, il contourne toute la partie chaude du réacteur sans passe par le circuit interne de compression, combustion et détente, mais directement vers la tuyère d'éjection pour détendue, et sa se peut passer par deux modes d'éjection

  - Mélangé : les flux primaire et secondaire se mélangent à l'entrée de la tuyère puis ils sont éjectés à l'extérieur.

    Mais ça nécessite une adaptation de la détente dans la turbine telle que la pression à sa sortie il faut égaler à la pression du deuxième flux.

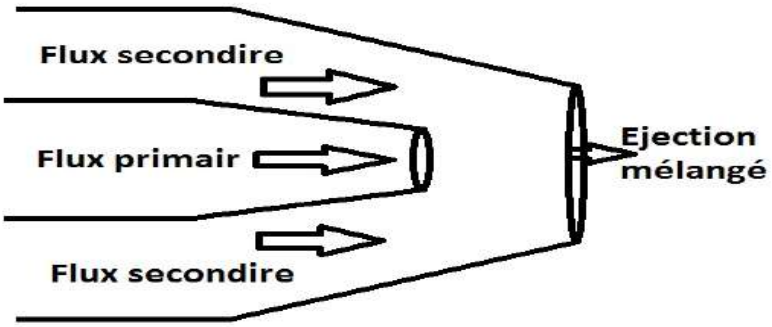


Figure 2 : éjection mélangé

  - Séparé : chacun des flux primaire et secondaire est éjecté à sa propre tuyère.

    On note que la tuyère de flux primaire passe à l'intérieur de la tuyère de flux secondaire.

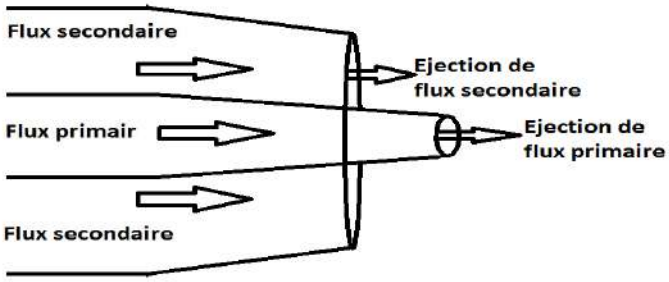


Figure 3 : éjection séparé

7- La réchauffe : pour quelque modèle de turboréacteur, on réchauffe les gaz sortant de la turbine c'est un poste de combustion pour augmenter sa température.

   Le poste est placé devant la tuyère d'éjection, dans le cas de deux flux séparés le flux froid est le seul qu'est réchauffé, dans l'autre cas les deux flux sont mélangés, réchauffés puis éjectés.

4. Etude des organes de turboréacteur

1) le diffuseur

Le diffuseur est une conduite divergente à paroi isolé, met en avant de turboréacteur, destiné à capter l'air dans les meilleures conditions possible à l'entrée de la soufflante.

Il ralentisse l'écoulement d'air par la transformation de sons énergie cinétique en énergie potentielle.

Sa conception doit en outre être parfaite au niveau aérodynamique pour diriger l'air uniformément vers le compresseur en évitant les turbulences et sans créer des forces de trainé qui ralentissent le porteur du propulseur.



Figure 4 : diffuseur [6]

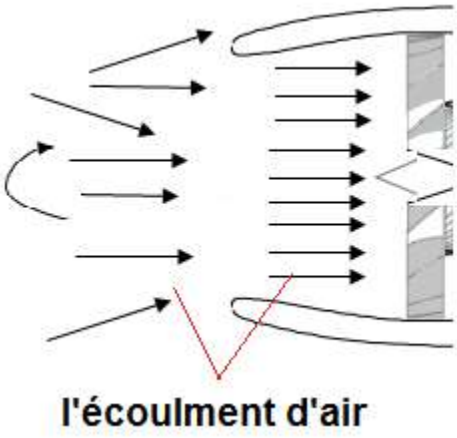


Figure 5 : distribution d'écoulement

Etude thermodynamique du diffuseur :

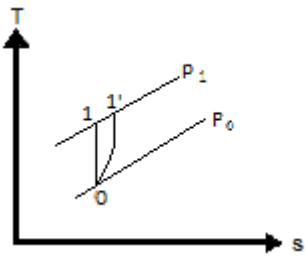


Figure 6 : évolution thermodynamique

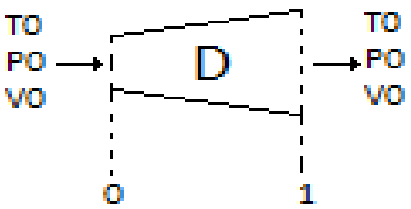


Figure 7 : schéma du diffuseur

Premier principe pour un système ouvert (équation d'énergie)

$[W + Q]_0^1 = [\Delta H + \Delta Ec + \Delta Ep]_0^1$ ……(1)

Evolution de la température totale et la pression totale entre l'entrée et la sortie du diffuseur :

$[W + Q]_0^1 = H_1 - H_0 + \frac{1}{2}(v^2{}_1 - v^2{}_0) + g(z_1 - z_0)$ ……(2)

Le diffuseur est un organe fixe $\Longrightarrow$ pas d'évolution de travail (W = 0)

Paroi isolé $\Longrightarrow$ pas d'échange de chaleur avec l'extérieur

$\Longrightarrow$ Système adiabatique (Q=0)

Pas de dénivellation $\Longrightarrow \Delta E_P = 0$

Donc : $H_1 - H_0 + \frac{1}{2}(v^2{}_1 - v^2{}_0) = 0$……(3)

Ou bien : $(H_1 + \frac{1}{2}.v^2{}_1) - (H_0 + \frac{1}{2}.v^2{}_0) = 0$……(4) c'est l'enthalpie totale.

$H_{T1} - H_{T0} = 0 \rightarrow H_{T1} = H_{T0}$……(5) Conservation de l'enthalpie totale

On à : $H = C_pT \Longrightarrow T_{T1} = T_{T0}$ ……(6) conservation de la température totale.

On à pour un système réversible :

$P.T^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = cte$ ……(7) Loi de poisson

Puisque $T_{T1} = T_{T0}$ donc $P_{T1} = P_{T0}$ ……(8) conservation de la pression totale

Calcul de la pression et température statique isentropique et réelles

On à : v_0 □ v_1 donc on peut considérer que : $v_0 - v_1 = v_0$ ……(9)

Température isentropique

Aussi : $T_{T1} = T_{T0} \rightarrow (C_pT_1 - C_pT_0) + (\frac{1}{2}.v^2{}_1 - \frac{1}{2}.v^2{}_0) = 0$ ……(10)

$\Longrightarrow T_1 = T_0 + \frac{1}{2.Cp}.v^2{}_0$ ……(11)

Température réelle

On à : $\eta_{is.D} = \frac{T_1 - T_0}{T'_1 - T_0}$ ……(12)

$\Longrightarrow$ $T'_1 = \frac{T_1 - T_0}{\eta_{is.D}} + T_0$ ……(13)

Calcule de la pression :

On à $P.T^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = cte$ $\Longrightarrow$ $P_1.T_1^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_0.T_0^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$ ……(14)

$\Longrightarrow$ $P_1 = P_0(\frac{T_{1is}}{T_0})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ ……(15)

2) Soufflante et compresseur

Le compresseur et la soufflante sont des machines tournantes qui procurent de l'énergie cinétique à l'air qui le traverse et transforme cette énergie cinétique en pression.

Selon le type d'aspiration et refoulement d'air par les soufflantes et les compresseurs on distingue deux types :

- les compresseurs axiaux et les soufflantes.

- les compresseurs centrifuges.

- **Principe de fonctionnement d'un compresseur axial :**

Dans un compresseur axial l'air s'écoule en parallèle avec l'axe de rotation qui entoure plusieurs étages de compression.

Chacun de ces étages composés d'une partie tournante ou l'aubage mobile (ou roue) est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des aubes qui ressemblent à des petites ailettes, Il tourne devant d'un partie fixe ou l'aubage fixe aussi redresseur, circulaire, qui est également constitué d'aubes fixes.

On appelle aussi la partie tournante rotor et la partie fixe stator

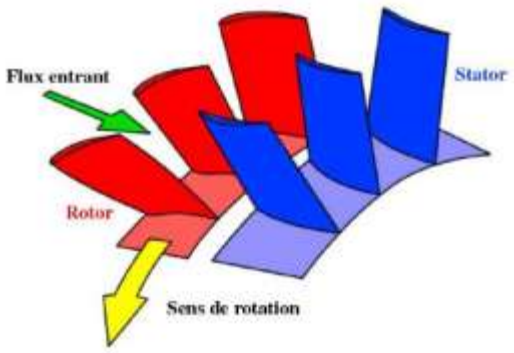


Figure 8 : étage d'un compresseur axial

La compression de l'air s'y passe en 2 phases :

1- L'accélération des particules de fluide par les aubes mobiles d'un étage du compresseur, en les déviants par rapport à l'axe de rotation.

2- Le ralentissement des particules par les aubes fixe ou le stator, en transférant une partie de l'énergie cinétique des particules du fluide en pression, et redressent le fluide dans une direction compatible avec le prochain étage.

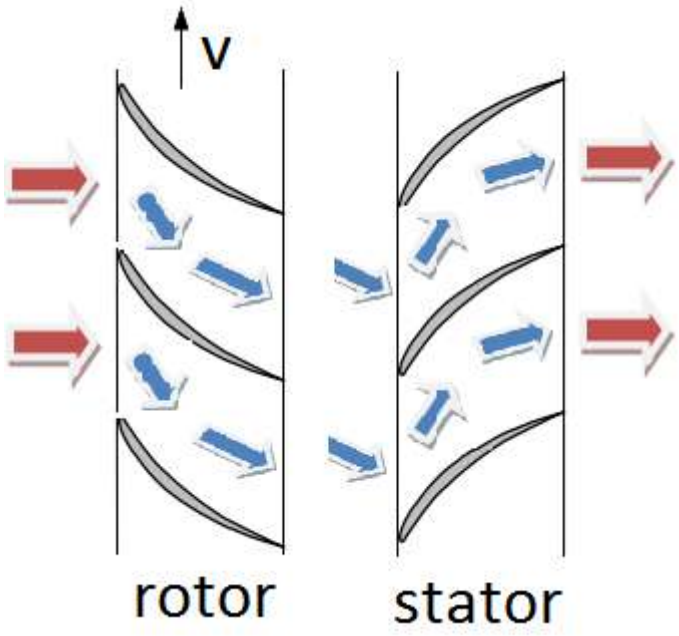


Figure 9 : écoulement du fluide dans un étage axial

Les derniers étages de compresseurs ont ainsi une section de passage très faible puisque l'air est de plus en plus comprimé et donc occupe de plus en plus moins volume.

- **Principe de fonctionnement de la soufflante :**

Le principe de fonctionnement d'une soufflante est le même que celle d'un étage de compresseur axial, les petites différences viennent dans :

- Les démentions des aubes dans la soufflante est plus grand que celui du compresseur pour aspirer une grande quantité d'air
- Pour la séparation de flux en primaire et secondaire à la sortie du rotor, on trouve un redresseur pour chacun du deux

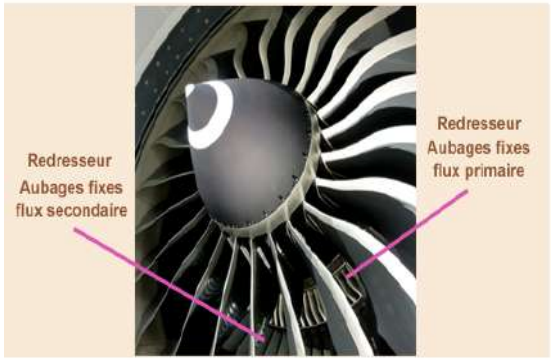


Figure 10 : soufflante [7]

- **Compresseur centrifuge :**

Dans un compresseur centrifuge l'air est aspiré axialement et refoulé radialement au redresseur, en amant du compresseur, l'air est accéléré grâce à la force centrifuge par la partie mobile qui se compose par un rouet contient des palettes radiale, cet air est ensuite redressé dans les aubages fixe pour transformer son énergie cinétique en pression. En fin l'air est collecté dans un canal pour le refouler.

L'intérêt d'un compresseur centrifuge est le taux de compression par étage qui atteindre jusqu'à 5 fois que le taux d'un seul étage du compresseur axial.

D'une vue thermodynamique il n'y a aucune différence entre un compresseur axial et centrifuge mais les besoin de construction qui commande au choix du type de compresseur.

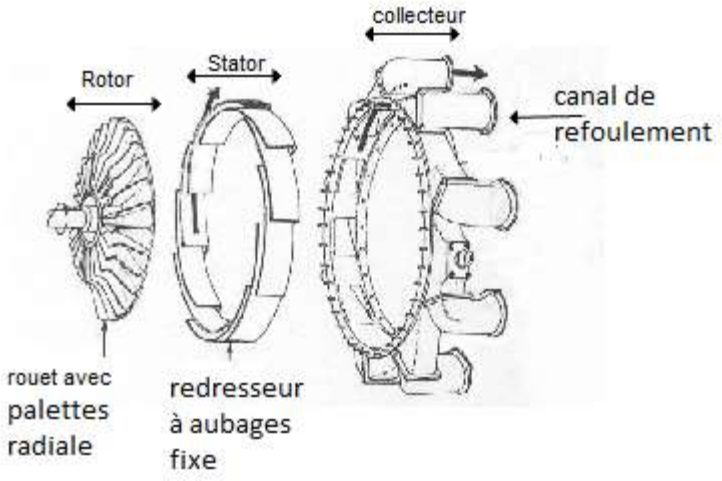


Figure 11 : compresseur centrifuge

- **Etude thermodynamique de la soufflante :**

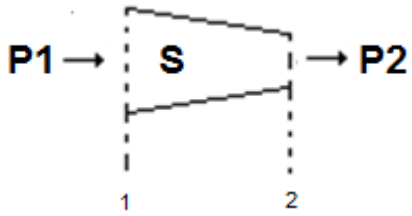


Figure 12 : schéma de la soufflante

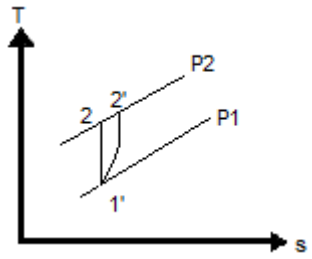


Figure 13 : évolution thermodynamique d'une soufflante

1'⟶ 2 est la transformation compression isentropique (transformation idéale)

1'⟶ 2'est la transformation compression poly tropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne :

$\Delta H = \dot{W}$……(1)

Détermination de la température et la pression à la sortie.

La soufflante est définie par son taux de compression

$r_s = \frac{P_2}{P_1}$……(2)

$\Longrightarrow \quad P_2 = P_1 . r_s$ ……(3)

Pour une transformation adiabatique et réversible :

On à $P_1 . T_1^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_2 . T_2^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$ ……(4)

La température isentropique

$\Longrightarrow \quad . T_2 = (\frac{P_1}{P_0})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T'_1$ ……(5)

La température réelle

$\eta_s = \frac{T_2 - T\prime_1}{T\prime_2 - T\prime_1}$……(6)

$\Longrightarrow \quad T'_2 = \frac{T_2 - T\prime_1}{\eta_s} + T'_1$ ……(7)

La puissance isentropique reçue par la soufflante

$\dot{W}_{1,2} = \dot{m_{air}} C_p (T'_2 - T'_1)$ ……(8)

La puissance réelle reçue par la soufflante

$\dot{W}_{1\prime 2\prime} = \dot{m_{air}} C_p (T'_2 - T'_1)$ ……(9)

Le rendement isentropique :

$\eta_s = \frac{travail\ recut\ dans\ la\ transformation\ isentropique}{travail\ recut\ dans\ la\ transformation\ réelle}$ ……(10)

$\eta_s = \eta_C = \frac{W_{1\prime,2}}{W_{1\prime,2\prime}} = \frac{\Delta H_{1\prime,2}}{\Delta H_{1\prime,2\prime}} = \frac{(T_2 - T_{1\prime})}{(T_{2\prime} - T_{1\prime})}$ ……(11)

- **Etude thermodynamique du compresseur :**

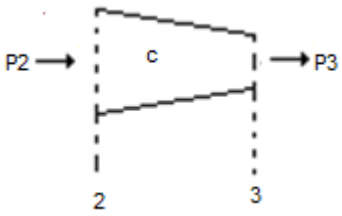


Figure 14 : schéma de compresseur

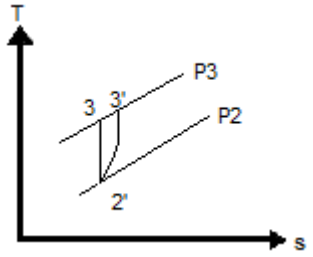


Figure 15 : évolution thermodynamique du compresseur

2'⟶ 3 est la transformation compression isentropique (transformation idéale)

2'⟶ 3'est la transformation compression poly tropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne :

$\Delta H = \dot{W}$ ……(1)

Détermination de la température et la pression à la sortie.

Le compresseur est défini par son taux de compression

$r_c = \frac{P_3}{P_2}$ ……(2)

$\Longrightarrow \quad P_3 = P_2 . r_c$……(3)

Pour une transformation adiabatique et réversible :

On à : $P_2 . T_2^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = P_3 . T_3^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$ ……(4)

La température isentropique

$\Longrightarrow \quad .T_3 = (\frac{P_3}{P_2})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T'_2$ .....(5)

La température réelle

$\eta_s = \frac{T_3 - T'_2}{T'_3 - T'_2}$ .....(6)

$\Longrightarrow \quad T'_3 = \frac{T_3 - T'_2}{\eta_s} + T'_2$ .....(7)

La puissance isentropique reçue par le compresseur

$\dot{W}_{2,3} = \dot{m} C_p (T'_3 - T'_2)$ .....(8)

La puissance réelle reçue par le compresseur

$\dot{W}_{2',3'} = \dot{m}_{air} C_p (T'_3 - T'_2)$ .....(9)

Le rendement isentropique :

$\eta_s = \frac{travail\ recut\ dans\ la\ transformation\ isentropique}{travail\ recut\ dans\ la\ transformation\ réelle}$ .....(10)

$\eta_C = \frac{W_{2',3}}{W_{2',3'}} = \frac{\Delta H_{2',3}}{\Delta H_{2',3'}} = \frac{(T_3 - T_{2'})}{(T_{3'} - T_2)}$ .....(11)

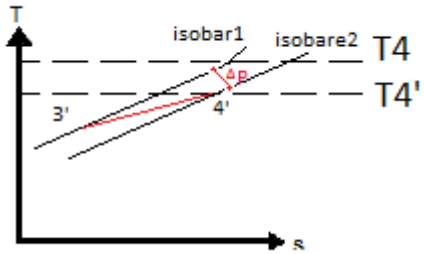
3) La chambre de combustion

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air refoulé par le compresseur pour faire tourner les aubes de la turbine et donner enfin une force poussée dans la tuyère.

L'échauffement d'air est fait par la combustion d'oxygène par un carburant (le kérosène), elle doit assurer une combustion plus complète du mélange pour transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique apportée par le gaz comburé.

La combustion doit être adiabatique et en pression constante mais malheureusement il y a des pertes de pression dans la quelle.

Etude thermodynamique



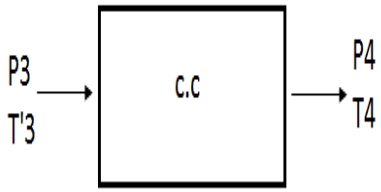


Figure 16 : évolution thermodynamique de la chambre de combustion Figure 17 : schéma de la chambre de combustion

3'⟶ 4 est la transformation de combustion isobare (transformation idéale)

3'⟶ 4'est la transformation combustion avec perte de pression (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne :

$\Delta H = \dot{Q}$ ……..……(1)

La puissance utile de la chambre de combustion

$\dot{Q} = m_{pr}[C_p(T_4 - T_{3'})]$ ……(2)

La puissance théorique de la chambre de combustion

$\dot{Q}_{th} = \dot{m}_c \cdot P_c^i$ ……(3)

$\eta_{CC} = \frac{augmentation\ d'enthalpie\ des\ gaz}{l'énergie\ fournie\ par\ le\ carburant}$ ……(4)

$\eta_{CC} = \frac{(\dot{m}_a+\dot{m}_c)H_4-\dot{m}_a H_{3'}}{\dot{m}_c P_c^i}$ ……(5)

Avec : $H_4 = C_p T_4$ ……(6) $H_{3'} = C_p T_{4'}$ ……(7)

La température de sortie $T4'$ est un terme pré définie

La pression : Pour une combustion idéale la combustion est isobare :

$P_4 = P_3$ ……(8)

En réalité il y a des pertes de pression dans la chambre de combustion définie par ΔP

Donc : $P'_4 = P_3 - \Delta P$ ……(9)

4) La turbine :

La turbine est un dispositif rotatif consiste à transformer l'énergie cinétique et thermique contenue dans un fluide en énergie mécanique sur un arbre de rotation pour faire entrainer un récepteur.

Pour un turboréacteur, la turbine est utilisée pour entrainer le compresseur et la soufflante. Les gaz chauds sortant de la chambre de combustion sont détendues partiellement dans les aubes de la turbine créant une énergie mécanique sur l'arbre de rotation.

Les turbines utilisées dans le turboréacteur sont de type axial ou les fluides détendus s'écoulent en parallèle à l'arbre de rotation

Le principe de fonctionnement est l'inverse de celui d'un compresseur axial. Dans la turbine les gaz sont accélérés dans les aubages fixes en transférant leur pression en énergie cinétique puis ils sont attaqués les aubes mobiles, en transférant cette énergie aux ces derniers.

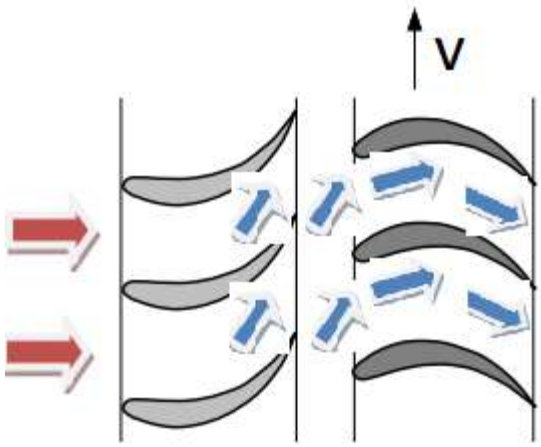


Figure 18 : l'écoulement du fluide dans un étage de la turbine

Etude thermodynamique

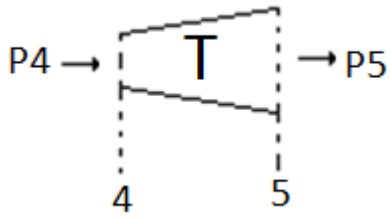


Figure 19 : schéma de la turbine

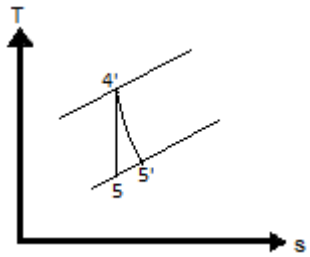


Figure 20 : évolution thermodynamique

4'⟶ 5 est la transformation compression isentropique (transformation idéale)

4'⟶ 5'est la transformation compression poly tropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne :

$\Delta H = \dot{W}$ ……(1)

Détermination de la température et la pression à la sortie.

La turbine est définie par son taux de détente

$r_T = \frac{P_5}{P'_4} \Longrightarrow P_5 = P_4 . \frac{1}{r_T}$ ……(2)

La température isentropique

$\Longrightarrow \quad . T_5 = (\frac{P_5}{P_4})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T'_4$ ……(3)

La température réelle

$\eta_T = \frac{T'_5 - T'_4}{T_5 - T'_4}$ ……(4)

$\Longrightarrow \quad T'_5 = (T_5 - T'_4).\eta_T + T'_4$ ……(5)

Calcul de la puissance

La Turbine est définie par son rendement η_T

Le rendement isentropique :

$\eta_T = \frac{travail\ recut\ dans\ la\ transformation\ réelle}{travail\ recut\ dans\ la\ transformation\ isentropique}$ ……(6)

La puissance de la turbine est égal à la de la puissance du compresseur plus la puissance de la soufflante.

- La puissance d'une détente isentropique

$\dot{W}_T = -(\dot{W}_c + \dot{W}_s)$ ……(7)

$\dot{W}_T = -[\dot{m}_{air.pr} C_p (T'_3 - T'_2) + \dot{m}_{air} C_p (T'_2 - T'_1)]$ ……(8)

- La puissance d'une détente réelle

$\dot{W'}_T = -[\dot{m}_{air.pr} C_p (T'_3 - T'_2) + \dot{m}_{air} C_p (T'_2 - T'_1)].\frac{1}{\eta_T}$ ……(9)

Calcul de la température

- Température isentropique

$T_5 = \frac{\dot{W'}_T}{\dot{m}_g . C_{p.g}} + T'_4$ ……(10)

- Température réelle

On a $\eta_S = \frac{T'_4 - T'_5}{T'_4 - T_5}$ ……(11)

$\Longrightarrow$ $T'_5 = T'_4 - \eta_T \cdot (T'_4 - T_5)$ ……(12)

- Calcul de la pression

Pour une transformation adiabatique et réversible :

On à : $P_5 = P_4 \cdot (\frac{T_5}{T'_4})^{\frac{\gamma g}{\gamma g - 1}}$ ……(13)

Cas mélangé

Dans le cas d'une éjection des gaz mélangés à pression constate il faut que la pression à la sortie de la turbine est égale à la pression du deuxième flux.

Donc :

On à : $P_5 = P_2$ ……(14)

$\Longrightarrow$ La température isentropique

$\Longrightarrow$ $T_5 = (\frac{P_5}{P_4})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T'_4$ ……(15)

La température réelle

$T'_5 = \frac{1}{\eta_C} \cdot (\frac{P_5}{P_4})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T'_4$ ……(16)

$\Longrightarrow$ Le travail d'une détente réelle

$\dot{W}_T = \dot{m}_g \cdot C_{p.g} \cdot (T'_5 - T'_4) = -[\dot{m}_{air.pr} C_p (T'_3 - T'_2) + \dot{m}_{air} C_p (T'_2 - T'_1)]$ ……(17)

Dans ce cas on ne peut pas imposer tous les variable d'entré car ils sont tous reliés entre eux.

- Si on impose le débit massique total d'entré $\dot{m}_{air}$, les taux de compression dans la soufflante et dans le compresseur et la température à la sortie de la chambre de

combustion. Le taux de dilution reste en fonction de l'adaptation de la turbine avec la soufflante et le compresseur.

- Si on impose Le taux de dilution, les taux de compression dans la soufflante et dans le compresseur et la température à la sortie de la chambre de combustion. Le débit massique total d'entrée $\dot{m}_{air}$ reste en fonction de l'adaptation de la turbine avec la soufflante et le compresseur.
- Si on impose le débit massique total d'entré $\dot{m}_{air}$, le taux de dilution, les taux de compression dans la soufflante et dans le compresseur. la température à la sortie de la chambre de combustion reste en fonction de l'adaptation de la turbine avec la soufflante et le compresseur
- Si on impose le débit massique total d'entré $\dot{m}_{air}$, le taux de dilution, le taux de compression dans la soufflante, la température à la sortie de la chambre de combustion. Le taux de compression dans le compresseur reste en fonction de l'adaptation de la turbine avec la soufflante et le compresseur

5) Le poste de combustion :

Le poste de combustion est un système de réchauffe des gaz par combustion.

Le principe est de placé un canal de poste de combustion entre la turbine et la tuyère d'éjection contenue des injecteurs de carburant pour enflammer les gaz non bruler dans la chambre de combustion. Elle doit temporelle pour évité la déformation des matériaux de construction.

La combustion doit être isobare et adiabatique.

Dans le cas des turboréacteurs à flux séparé le poste de combustion est placé entre la turbine et la tuyère d'éjection de flux primaire

Dans l'autre cas ou les flux sont mélangé le poste est placé après le mélange des deux flux et avant la tuyère.

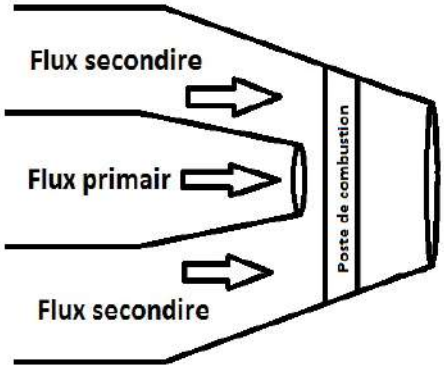


Figure 21 : le poste de combustion dans cas mélangé

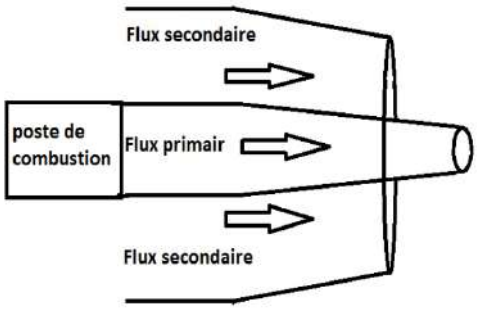


Figure 22 : le poste de combustion dans cas séparé

Etude thermodynamique

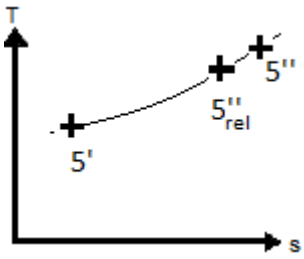


Figure 23 : évolution thermodynamique du poste de combustion

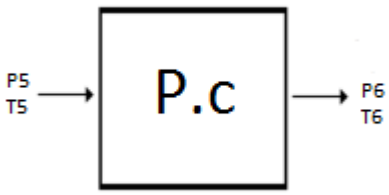


Figure 24 : schéma du poste de la combustion

L'équation d'énergie donne :

$\Delta H = \dot{Q}$ .....(1)

La puissance utile dans le poste de combustion

Flux séparé :

$\dot{Q} = \dot{m}_{g.pc}.[C_p(T'_5 - T''_5)]$ .....(2)

Deux flux mélangé :

$\dot{Q} = (\dot{m}_g + \dot{m}_s).[C_p(T'_5 - T''_5)]$ .....(3)

La puissance théorique du poste de combustion

$\dot{Q}_{th} = \dot{m}_{c.pc}.P_c^i$.....(4)

Le rendement

$\eta_{PC} = \frac{augmentation\ d'enthalpie\ des\ gaz}{l'énergie\ fournie\ par\ le\ carburant}$ .....(5)

$\eta_{PC} = \frac{\dot{m}_{g.pc}.[C_p(T'_5 - T''_5)]}{\dot{m}_{c.pc}.P_c^i}$ .....(6)

Dans le cas de flux séparé seulement le flux primaire qui peut être comburé, alors la quantité d'air qui reste à la combustion est la suivante :

$\dot{m}_n = (1 - \eta_C).\dot{m}_{pr}$.....(7)

Dans le cas d'un excès d'air

$$\dot{m}_n = \dot{m}_{pr} - (\frac{\dot{m}_{pr}}{K} . \eta_C) \quad \text{.....(8)}$$

Dans le cas de flux mélangé le reste de flux primaire plus le flux secondaire peut être comburé

$$\dot{m}_n = (1 - \eta_C).\dot{m}_{pr} + \dot{m}_s \quad \text{.....(9)}$$

Dans le cas d'un Exe d'air

$$\dot{m}_n = \dot{m}_{pr} - (\frac{\dot{m}_{pr}}{K} . \eta_C) + \dot{m}_s \quad \text{.....(10)}$$

6) La tuyère

La tuyère est le dernier organe du turboréacteur son rôle est refoulé les gaz de combustion et convertir leur énergie de pression en énergie cinétique. Les gaz de combustion traversant la tuyère subit une détente dynamique. C'est un processus de détente adiabatique non réversible.

Elle est à paroi thermiquement isolée et en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente et sa dépend de la vitesse d'éjection des gaz, généralement la convergente puis divergente est utilisée pour l'avion supersonique, par contre la convergente pour l'avion subsonique et ça c'est le cas de la plus part des avions d'un turboréacteur à double flux.

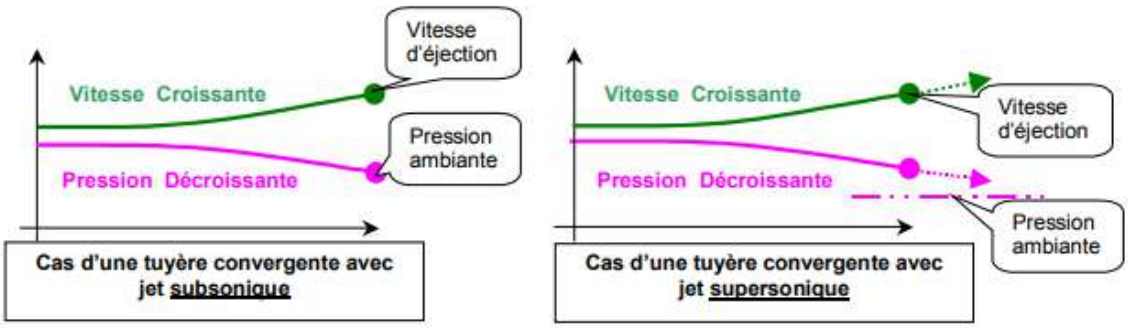


Figure 25 : pression de sortie en fonction de nombre de mach [3]

Dans le cas ou la pression des gaz éjectée attend la pression atmosphérique on dit que la tuyère est adaptée.

Etude thermo dynamique :

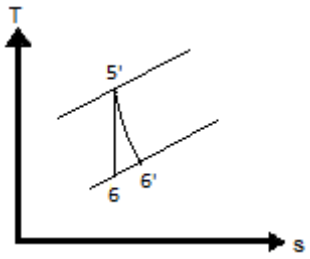


Figure 26 : évolution thermodynamique de la tuyère

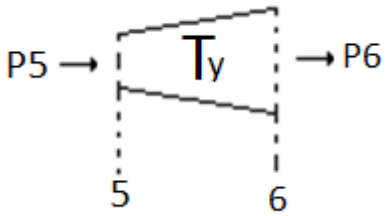


Figure 27 : schéma de la tuyère

L'équation d'énergie donne:

$$W + Q = \Delta H + \Delta Ec \quad \text{.....(1)}$$

$$mi \ [C_p \Delta T + \frac{1}{2}(V_5^2 - V_5^2)] = 0 \quad \text{.....(2)}$$

La vitesse V_5 peut être négligée devant V_6

$\dot{m}_g[C_p(T_6 - T_{5'}) + \frac{1}{2}(V_6^2)] = 0$ .....(3)

Tuyère définie par un taux de détente

$T_6 = (\frac{P_5}{P_4})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T'_5$.....(4)

$T'_6 = \eta_{Ty} . (T_6 - T'_5) + T'_5$ .....(5)

Alors

$V_6 = \sqrt{2C_p(T_{5'} - T_6)}$ .....(6)

Le nombre de mach M

$V = M.a = \sqrt{rT\gamma}$ .....(7)

5. Cycles thermodynamiques

Séparé

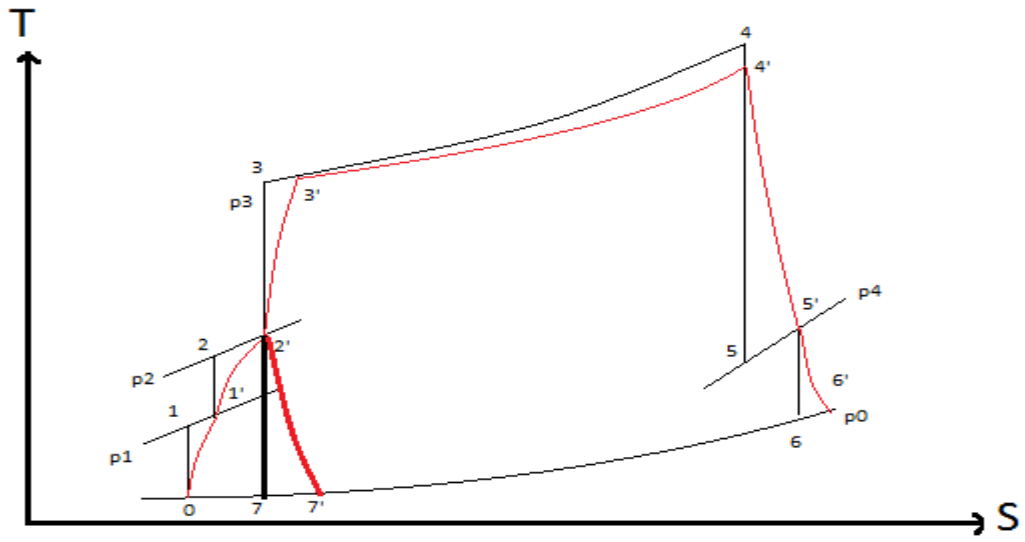


Figure 28 : cycle thermodynamique séparé

Dans le cycle du turboréacteur à éjection séparé on à trois compression, la première est dans le diffuseur, les deux autre dans les compresseur basses et hautes pressions, un échauffement puis trois détentes sont respectivement dans la turbine et les tuyères ; primaire et secondaire.

Séparé avec poste de combustion

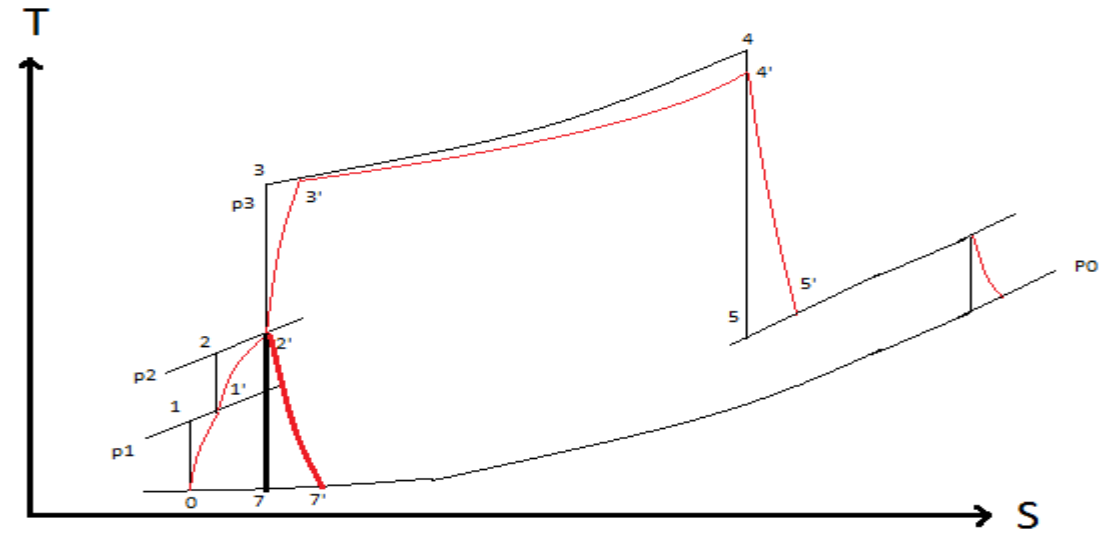


Figure 29 : cycle thermodynamique séparé avec poste de combustion

Le spécifique dans le cas d'un poste de combustion est la réchauffe, qui situé entre la détente dans la turbine et la tuyère primaire

Mélangé

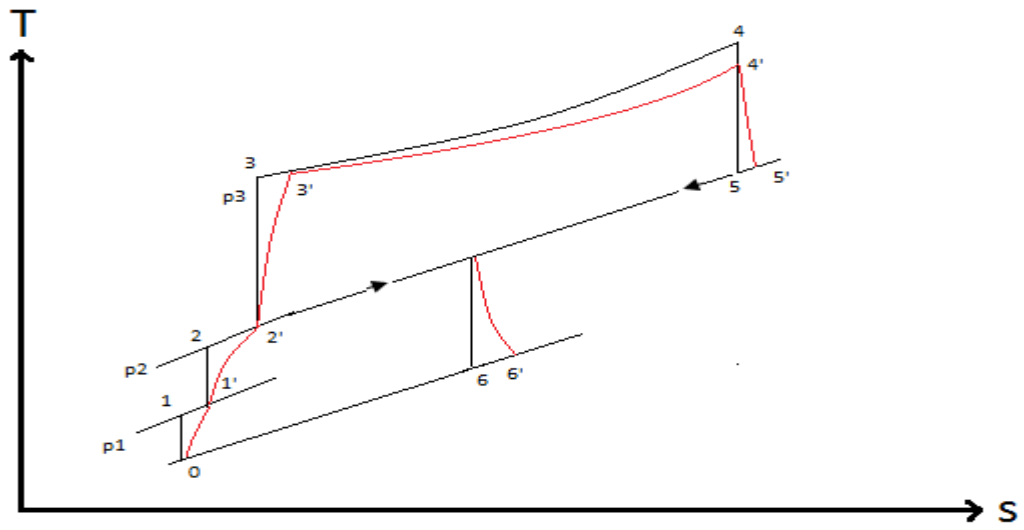


Figure 30 : cycle thermodynamique mélangé

Le cycle du turboréacteur à éjection mélangé aussi à trois compression, la première est dans le diffuseur, les deux autre dans les compresseur basses et hautes pressions, un échauffement. Mais il y'à seulement deux détentes sont respectivement dans la turbine et une seul tuyère ; car le flux primaire et secondaire sont mélangé à la sortie de la turbine.

Mélangé avec poste de combustion

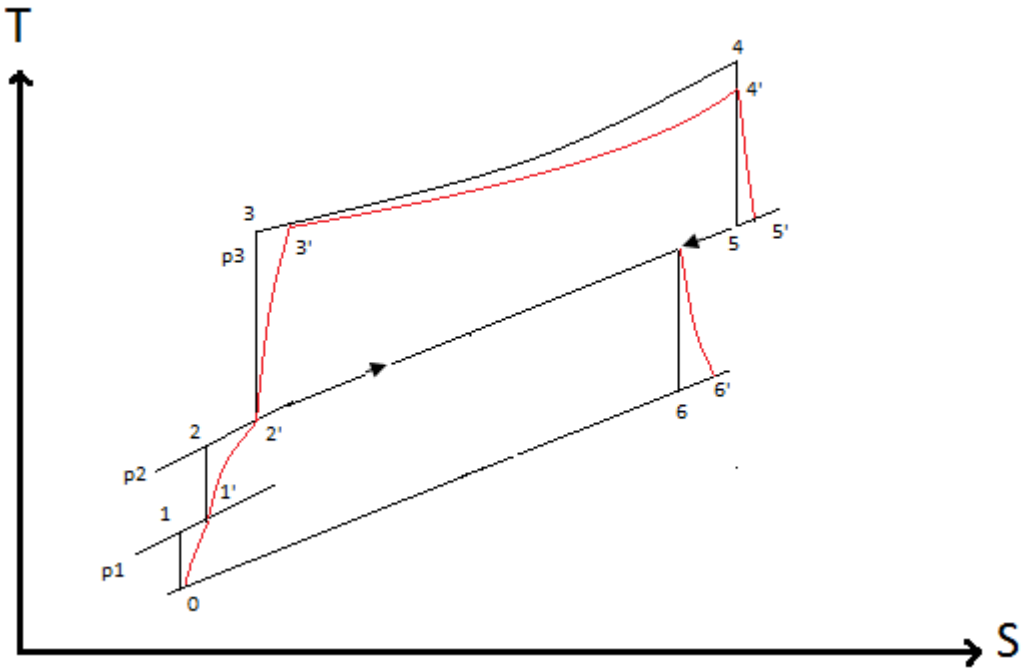


Figure 31 : cycle thermodynamique mélangé avec poste de combustion

Le poste de combustion ajoute un échauffement supplémentaire situé entre la turbine et la tuyère d'éjection mélangé.

Chapitre II :

Propulsion et performance du turboréacteur

1- Introduction

La propulsion est l'action de pousser en avant un corps pour qu'il se déplace dans l'espace environnement. On fait appel au propulseur qui se transforme en force de pousser l'énergie contenue dans une autre source

Dans le domaine d'aviation le propulseur transforme l'énergie contenue dans le combustible sous forme d'énergie chimique en force de pousser.

2- Principe de propulsion par réaction

Tous les systèmes de propulsion aéronautiques s'appuient sur le principe de conservation de la quantité de mouvement et celui d'action et réaction formulé par Isaac Newton et

La force de réaction qui se produit par un propulseur utilisé pour pousser le corps qu'on a besoin de mettre en mouvement

2-1- 3ème Loi d'Isaac Newton

L'énoncé est le suivant « L'action est toujours égale à la réaction ; c'est-à-dire que les actions de deux corps l'un sur l'autre sont toujours égaux et de sens contraires. »

D'une autre manière Si un objet A exerce une force sur un objet B, B exercera une force de même intensité en direction de A mais de sens opposé

$$\overrightarrow{F_{A/B}} = -\overrightarrow{F_{B/A}}$$

Exemple

Pour mieux comprendre le phénomène imaginez qu'un ballon gonflé et en plein air, si on lâche l'embouchure du ballon pour que l'air s'échappe par différence de pression on remarquera que le ballon va se déplacer.

On appelle la force due à la sortie de l'air par une vitesse est l'action, et la force qui déplace le ballon est la réaction

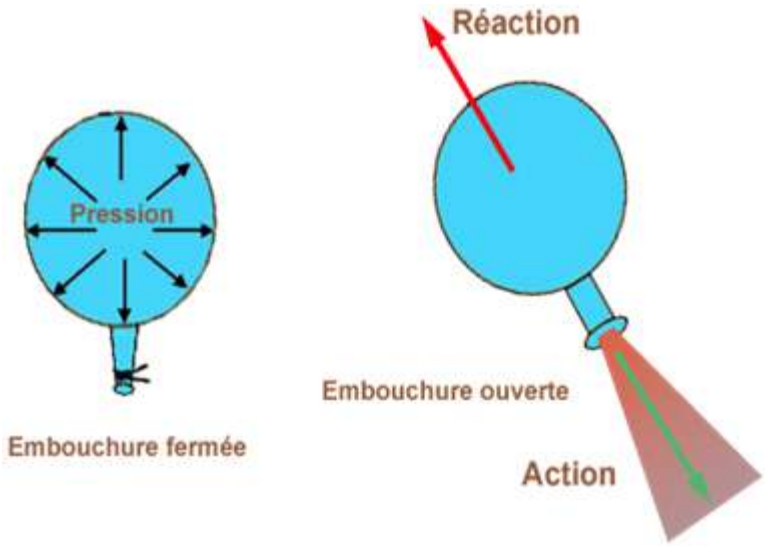


Figure 1 : exemple d'action et réaction

2-2 la quantité de mouvement

La loi de conservation de la quantité de mouvement vient d'expliquer comment un propulseur se déplace, l'éjection d'une masse de gaz par une vitesse définiten arrière par un propulseur permet de mettre ce dernier en mouvement par une vitesse lié par sa masse.

La quantité de mouvement d'un système est égale à sa masse multipliée par sa vitesse, et elle est conservée pour un système fermé (pas de force extérieur influe sur le système),

$\vec{p}$= Cte

m * $\vec{v}$ = Cte

3-détermination de la poussée

3-1-Théorème de la quantité de mouvement -Euler

Le théorème de Euler de la quantité de mouvement vient d'expliquer la génération des forces par un fluide circule dans une conduite.

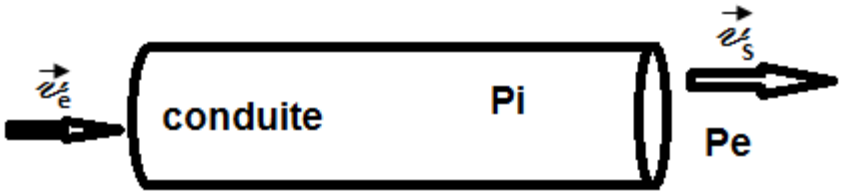


Figure 2 : écoulement d'Euler dans un tube

Pour un écoulement d'un fluide parfait (il s'agit d'un fluide parfait: sa vitesse est constante dans toutes les sections perpendiculaires à l'écoulement) dans une conduite.

La force générée est égale à la différence entre la multiplication du débit et la vitesse du fluide à l'entrée et à la sortie de la conduite plus la force créé par la différence de pression à la sortie et l'environnement

$$\sum_{\text{fluide}} \vec{F} = [(\vec{v}s \cdot \dot{m}s).\vec{n} - (\vec{v}e \cdot \dot{m}e).\vec{n}] + [(P_i \cdot S).\vec{n} - (P_e \cdot S).\vec{n}]$$

Où :

$[(\vec{v}s \cdot \dot{m}s) - (\vec{v}e \cdot \dot{m}e)]$: La force crée par l'écoulement du fluide

$[(P_i \cdot S) - (P_e \cdot S)]$: La force crée par différence de pression

$(\vec{v}s \cdot \dot{m}s)$: Force de trainé

$(\vec{v}s \cdot \dot{m}s)$: Force de réaction

4-Propulsion des turboréacteurs à doubles flux

- **Introduction**

La propulsion du turboréacteur est assurée par l'accélération des fluides dans la tuyère, où la vitesse à sa sortie génère une force de réaction sur l'air qui pousse le porteur de propulseur en avant par contre la vitesse à l'entrée du réacteur crée une force de trainé qui retarde l'avancement du porteur.

Aussi il y a des forces crées par la différence de pression entre la sortie de la tuyère et l'environnement, mais ils sont négligés car les tuyères d'éjection sont construites de façon où la détente des gaz est complète et sa pression tends vers la pression atmosphérique. Donc pour

calculer les forces de poussés d'un turboréacteur on prend seulement on considération les forces créés par l'écoulement du fluide.

Pour un turbo réacteur à double flux, l'éjection des gaz se fait par deux mode, séparés et mélangés, le calcule est différent entre les deux :

Turboréacteur double flux séparé

Dans le cas de deux flux séparé dans l'éjection il faut calculer la poussée de chacun des deux flux séparément ; car la vitesse et le débit massique est différent entre les deux, la poussée du réacteur est la somme des deux.

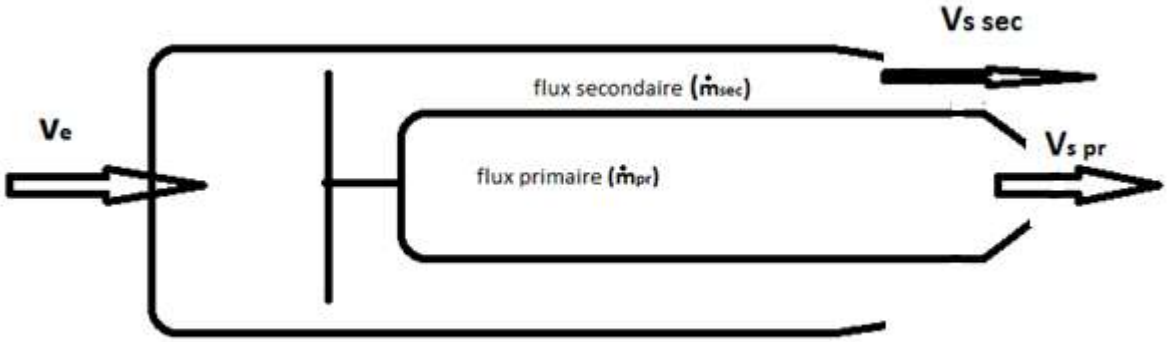


Figure 3 : la poussé dans le cas séparé

- L'équation de la poussée s'écrit ainsi :

$$F = (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c) * v_s - \dot{m}_a \square v_e + \dot{m}_{a.sec} \square v_{s.sec}$$

Où

$(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c) * v_s$: est la force générée par le flux primaire

$\dot{m}_{a.sec} \square v_{s.sec}$: est la force généré par le flux secondaire

- **Avec poste de combustion**

Si on ajoute un poste de combustion au réacteur, il faut prendre en considération le débit du combustible.

Alors l'équation de la poussée devient :

$$F = \left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}\right) * v_s - \dot{m}_a \cdot v_e + \dot{m}_{a.sec} \cdot v_{s.sec}$$

- **Turboréacteur à double flux mélangé**

Pour un réacteur où les flux sont mélangés dans une tuyère avant l'éjection, la poussé est calculée pour un débit et une vitesse unique du mélange

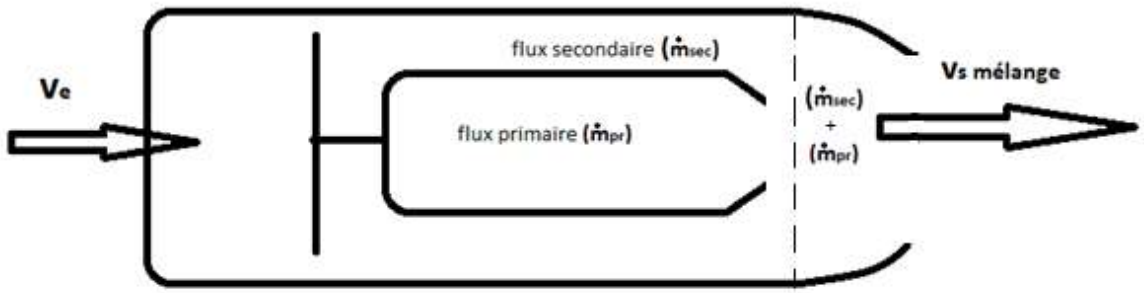


Figure 4 : la poussé dans le cas mélangé

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot v_s - \dot{m}_a \cdot v_e$$

- **Avec poste de combustion**

Pour l'éjection Dans le cas de flux mélangé, il n'y a pas de deux flux, donc le débit massique ajouté par le combustible est éjecté à la sortie avec le flux total mélangé

Alors l'équation de la poussée devient :

$$F = \left(\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}\right) * v_s - \dot{m}_a \cdot v_e$$

type	Equation
Séparé	$F = (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c) * v_s - \dot{m}_a \cdot v_e + \dot{m}_{a.sec} \cdot v_{s.sec}$
Séparé + pc	$F = (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}) * v_s - \dot{m}_a \cdot v_e + \dot{m}_{a.sec} \cdot v_{s.sec}$
Mélangé	$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot v_s - \dot{m}_a \cdot v_e$
Mélangé + pc	$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}) * v_s - \dot{m}_a \cdot v_e$

Tab (1) : les formules de poussées

- **Poussée spécifique**

C'est la force de poussée développée par le réacteur par unité de débit des gaz éjectés par le réacteur

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_g} = \frac{F}{\dot{m}_{a+\dot{m}_c}}$$

- Cas d'un turbo réacteur avec poste combustion

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_g} = \frac{F}{\dot{m}_{a+\dot{m}_c+\dot{m}_{c.pc}}}$$

Le paramètre de poussé spécifique donne une vue sur la qualité des gaz éjectés, car on calcul pour une unité de masse combien on peut développer comme une force de poussée.

Pour la même force générée par le moteur une diminution du débit éjecté ou une augmentation de la vitesse des gaz refoulés peut améliorer le paramètre

Si on peut améliorer le paramètre et gardé la même consommation spécifique du combustible, on peut dire qu'on a développé le moteur

- La consommation de combustible

C'est le rapport de la quantité de masse de combustible consommé par unité de temps

$$\dot{m}_c = \frac{m_c}{t} \quad (kg/s)$$

Dans le cas de poste de combustion

$$\dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc} = \frac{m_c + m_{c.pc}}{t}$$

- La consommation horaire du combustible

  C'est la quantité massique du combustible consommé pendent une heure d'alimentation du turboréacteur

$\dot{m}_c h = 3600 * C = 3600\ \dot{m}_c$ (kg/h)

- La consommation spécifique du combustible (CSC)

C'est la consommation du combustible par unité de force de poussée par unité de temps

$$Csc = \frac{\dot{m}}{F} (Kg/S.N)$$

- La consommation spécifique horaire du combustible

  C'est la consommation du combustible pendent une heure par unité de force de poussée

$$Csc = 3600 \square \frac{\dot{m}}{F} (Kg/h.N)$$

- **Le taux de dilution**

Dans le turbo réacteur à double flux, on appelle le rapport entre le débit massique du flux secondaire et celle de flux primaire le taux de dilution.

$$\lambda = \frac{\text{debit d'air du lux secondaire}}{\text{debit d'air du lux primaire}} = \frac{\dot{m}_{a.sec}}{\dot{m}_{a.pr}}$$

Dans les avions civil et surtout pour les commerciales, généralement les réacteurs utilisés à un taux de dilution élevé atteint jusqu'à 15 :1

Par contre les avions supersoniques, ils ont un taux de dilution faible jusqu'à 0.3, comme les avions militaires pour des raisons de vitesse et de volume du moteur

L'augmentation du taux de dilution diminue la consommation spécifique du combustible, augmente le rendement du moteur, mais elle diminue la poussée du propulseur, et c'est pour ça les avions civile a un de taux plus élevé que les avions militaire

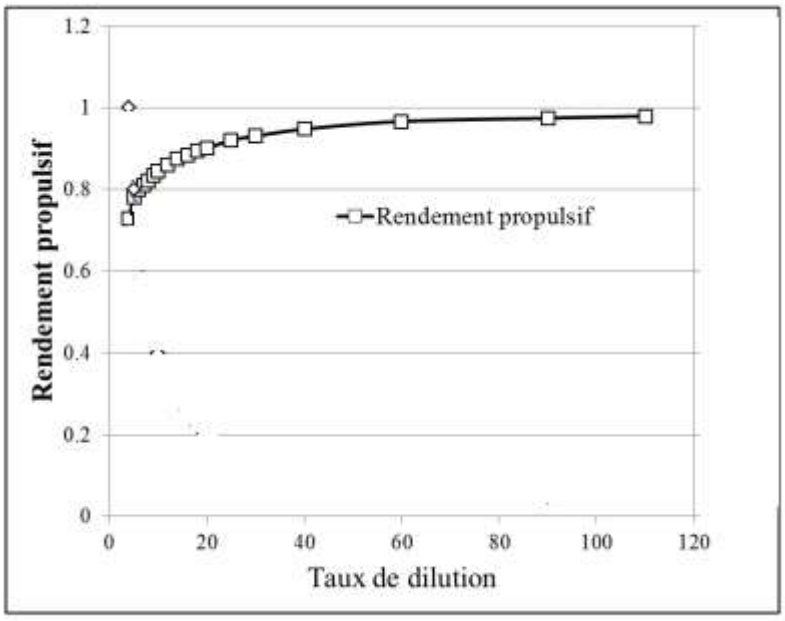


Figure 5 : variation de rendement propulsif en fonction du taux de dilution [11]

5-La puissance

Pour un turbo réacteur à double flux il y a quatre thermes qui définissent la puissance

1- Puissance calorifique et puissance utile

❖ Puissance calorifique

La puissance calorifique ou débit calorifique est la quantité de chaleur due à la combustion idéale et complète du carburant dans la machine pour un débit massique définit du combustible.

Donc la puissance calorifique de la machine c'est l'énergie contenue dans un combustible ou bien le pouvoir calorifique inferieur du carburant pour un débit massique comburé par unité de temps :

$$P_{cal} = \dot{Q} = \dot{m}_c . P_c^i$$

- Cas d'un poste de combustion

$$P_{cal} = \dot{Q} = \dot{m}_c . (P_c^i + \dot{m}_{c.pc}) \square P_{c.pc}^i$$

❖ puissance utile

La puissance utile ou puissance nominale d'un appareil est la quantité de chaleur transmise au fluide caloporteur par convection et/ou rayonnement par unité de temps,

La puissance utile développée dépend des paramètres de la combustion (coefficient d'excès d'air, température et pression), et elle est indiqué généralement dans les appareils de combustion comme la chambre et poste de combustion sous forme de rendement.

Donc la puissance utile est la différence entre l'énergie contenue dans un combustible et l'énergie perdue sous forme de chaleur ou par une mauvaise combustion.

Puissance utile = puissance calorifique – perte d'énergie

Rendement = $\frac{\text{Puissance utile}}{\text{puissance calorifiqu}}$

$\Longrightarrow$ $P_u = P_{cal} . \eta_{cc}$

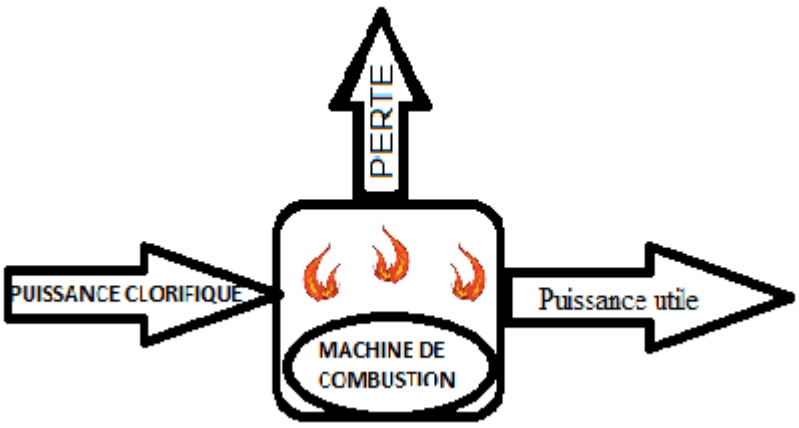


Figure 6 : puissance calorifique

2-Puissance thermique

- **puissance thermique théorique**

On suppose que la machine de combustion fonction idéalement et suit un cycle théorique sans perte de puissance dans la phase de combustion, la puissance thermique est la différence entre l'énergie thermique théorique fournit par la combustion et la puissance perdue sous forme de chaleur à l'éjection.

Donc la puissance thermique théorique s'écrit ainsi :

$$P_{th} = \dot{Q} - \dot{Q}_{pet} = \dot{m}_c . P_c^i - (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c) * Cp_g \, (T_s - T_{amb})$$

Cas d'un poste de combustion

$$P_{cal} = \dot{Q} + \dot{Q}_{pc} - \dot{Q}_{pet}$$

$$= \dot{m}_c . P_c^i + \dot{m}_{c.pc} \, P_{c.pc}^i - (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}) * Cp_g \, (T_s - T_{amb})$$

- **puissance thermique réelle**

Dans la réalité la machine de combustion n'est pas idéal, et elle ne suit pas le cycle théorique, car il y a des pertes de puissances dans la phase de combustion.

La combustion n'a jamais été complète, donc on ne peut pas considérer le pouvoir inferieur du combustible comme une énergie fournie par la combustion, mais il faut prendre en considération les pertes de puissances dans cette phase.

La puissance thermique dans ce cas devient la différence entre la puissance calorifique réelle et la puissance thermique perdue à l'atmosphère

Donc l'équation de la puissance thermique devient :

$$P_{th.r} = \dot{Q}_{util} - \dot{Q}_{pet} = \dot{m}_c . P_c^i . \eta_{cc} - (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c) * Cp_g (T_s - T_{amb})$$

Cas d'un poste de combustion

$$P_{th.r} = \dot{m}_c . P_c^i . \eta_{cc} + \dot{m}_{c.pc} P_{c.pc}^i . \eta_{pc} - (\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}) * Cp_g (T_s - T_{amb})$$

3-Puissance de propulsion

C'est le travail effectué par la force de poussée du propulseur en unité de temps

L'équation de la puissance s'écrit ainsi :

$$P_P = \dot{W} = F . V_e$$

On distingue quatre cas a calculé car la force de poussée se varie entre un turboréacteur à double flux mélangé et séparé en plus dans le cas où il y a un poste de combustion ou non

type	Equation
Séparé	$P_p = F.v_e$ $= \left[\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c\right) * v_s - \dot{m}_a \square v_e + \dot{m}_{a.sec} \square (v_{s.sec})\right] v_e$
Séparé + pc	$P_p = F.v_e$ $= \left[\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}\right) * v_s - \dot{m}_a \square v_e + \dot{m}_{a.sec} \square (v_{s.sec})\right] v_e$
Mélangé	$P_p = F.v_e$ $= [(\dot{m}_a + \dot{m}_c) \square v_s - \dot{m}_a \square v_e] v_e$
Mélangé + pc	$P_p = F.v_e$ $= \left[\left(\dot{m}_a + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}\right) * v_s - \dot{m}_a \square v_e\right] v_e$

Tab(2) : les formules de puissance de propulsion

Remarque :

v_e : est la vitesse du vol d'avion

Dans le cas où le turboréacteur est en banc d'essai on ne peut pas parler sur une puissance propulsive car la vitesse d'entré d'air est nulle.

4-La puissance dynamique

Elle est représentée en pratique par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans le réacteur.

On définit par équation la puissance dynamique par :

- **Séparé**

$$P_d = \Delta E_c = \frac{1}{2}\left[\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c\right)V_s^2 + \dot{m}_{a.sec}.V_{s.sec}^2\right] - \frac{1}{2}\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_{a.sec}\right)V_e^2$$

Dans le cas d'un poste de combustion :

$$P_d = \Delta E_c = \frac{1}{2}\left[\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}\right)V_s^2 + \dot{m}_{a.sec}.V_{s.sec}^2\right] - \frac{1}{2}\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_{a.sec}\right)V_e^2$$

- **Mélangé**

$$P_d = \Delta E_c = \frac{1}{2}\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_{a.sec} + \dot{m}_c\right)V_s^2 - \frac{1}{2}\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_{a.sec}\right)V_e^2$$

Dans le cas d'un poste de combustion :

$$P_d = \Delta E_c = \frac{1}{2}\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_{a.sec} + \dot{m}_c + \dot{m}_{c.pc}\right)V_s^2 - \frac{1}{2}\left(\dot{m}_{a.pr} + \dot{m}_{a.sec}\right)V_e^2$$

6-Rendement

1-**Rendement propulsive**

C'est la capacité du moteur qui transformé la puissance dynamique en puissance de propulsion.

$$\eta_P = \frac{\text{Puissance propulsive}}{\text{Puissance dynamique}} = \frac{P_P}{P_d}$$

2- Rendement thermique

Il se Caractérise par la capacité du moteur à transformer la puissance calorifique en puissance thermique

$$\eta_{Th} = \frac{\text{Puissance thermique}}{\text{Puissance calorifique}} = \frac{P_{thr}}{P_{cal}}$$

3- Rendement thermopropulsive

C'est la capacité du moteur à transformé la puissance thermique en puissance de propulsion

$$\eta_g = \frac{\text{Puissance propulsive}}{\text{Puissance thermique}} = \frac{P_p}{P_{cal}}$$

4-rendement globale

C'est la capacité du moteur à transformer la calorifique en puissance de propulsion

$$\eta_g = \frac{\text{Puissance propulsive}}{\text{Puissance caloriique}} = \frac{P_p}{P_{cal}}$$

Chapitre III :

La méthodologie de Calcule

1-condition supposés dans le calcul :

Pour analyser le cycle thermodynamique on suppose que les termes suivant ont des valeurs définies.

Organe	Rendement isentropique	La vitesse absolue à l'entrée
Diffuseur	$\eta_{is.D}$	V_0
Soufflante	$\eta_{is.S}$	V_1
Compresseur	$\eta_{is.C}$	V_2
Chambre de combustion	$\eta_{is.CC}$	V_3
Turbine	$\eta_{is.t}$	V_4
Tuyère	$\eta_{is.Ty}$	V_4

Tab(1) : condition des organes

- On suppose que: $V_1 = V_2 = V_3 = V_4 = V_5$, pas de changement de vitesse dans les organes
- Les pertes de pression dans la chambre de combustion : δP_{cc}
- Le pouvoir calorifique inferieur pour le kérosène : P_{ci}
- Le débit massique d'air : $\dot{m}$
- Le rapport de dilution : $\lambda = \frac{\dot{m}_{air.sec}}{\dot{m}_{air.pr}}$
- Température à la sortie de la chambre de combustion : T_4

2-algorithme de calcul d'un cycle à deux flux éjectés séparément

Diffuseur

Entrée

Température et pression Total

$P_{0T} = P_{atm}$ ……. (1)

$T_{0T} = T_{atm}$ ……. (2)

Température et pression Statique

$T_0 = T_{0T} - \frac{1}{2CP} V_0^2$ ……. (3)

$P_{iT} = P_i + \frac{1}{2}\rho_i V_i^2$……...……(4)

$P_i = \rho_i . R . T_i$…...(5)

De (4) et (5)

$P_0 = \frac{2 . P_{0T} . R . T_1}{2 . R . T_1 + v_0^2}$ ……..……. (6)

Température et pression total

$P_{1T} = P_{0T}$ …….……. (7)

$T_{1T} = T_{0T}$……..……. (8)

Température et pression statique

$T_1 = T_{1T} - \frac{1}{2.c_p} . V_1^2$……..…. (9)

$T_{is1} = \eta_{is.s}(T_1 - T_0) + T_0$ …….……. (10)

$P_1 = (\frac{T_{is1}}{T_0})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} . P_0$ ……...……. (11)

Soufflante

Entrée

L'entré de la soufflante c'est la sortie du diffuseur

Total

$P_T = P_{1T}$……..(12)

$T_T = T_{1T}$……...…..(13)

statique

$P = P_1$……..(14)

$T = T_1$……..(15)

Sortie

Température et pression Statique

$P_2 = P_1 . \tau_s$…… (16)

$T_{is.2} = \tau_s^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_1$…… (17)

$T_2 = \frac{T_{2is} - T_1}{\eta_{is.s}} + T_1$…… (18)

Température et pression total

$T_{T2} = T_2 + \frac{1}{2.c_p} . V_2^2$…… (19)

(5) $\Longrightarrow$ $\rho_2 = \frac{P_2}{R.T_2}$ ……..…… (20)

$P_{2T} = P_2 + \rho_2 . R . V_2^2$……..…… (21)

La puissance

$\dot{W}_s = \dot{m}_{air} . C_{p.air}(T_{2T} - T_{1T})$ ……..…. (22)

Chemin de flux primaire

<u>Le compresseur</u>

Entré

L'entré du compresseur c'est la sortie de la soufflante

Total

$P_T = P_{2T}$……..(23)

$T_T = T_{2T}$……..(24)

statique

$P = P_2$……..(25)

$T = T_2$……..(26)

Sortie :

Température et pression statique

$P_3 = P_2 . \tau_c$……..……. (27)

$T_{is.3} = \tau_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_2$……. (28)

$T_3 = \frac{T_{is.3} - T_2}{\eta_{isc}} + T_2$……. (29)

Température et pression total

$T_{T3} = T_3 + \frac{1}{2.c_p} . V_3^2$……. (30)

$P_{3T} = P_3 + \rho_3 . R . V_3^2$……..……. (31)

La puissance

$\dot{W}_c = \dot{m}_{air.pr} . C_{p.air}(T_{3T} - T_{2T})$…….... (32)

<u>Chambre de combustion</u>

Entré

L'entré de la chambre de combustion c'est la sortie du compresseur

Total **statique**

$P_T = P_{3T}$……..(33) $P = P_3$……..(35)

$T_T = T_{3T}$……..(34) $T = T_3$……..(36)

Sortie

Température Pression Statique

$P_4 = P_3 - \delta P_{cc}$ ……..……. (37)

$T_{4.ideal} = \frac{T_4 - T_3}{\eta_{cc}}$ ……(38)

Température et pression total :

$\rho_4 = \frac{P_4}{.R.T_4} =$ ……………………….……………………..(39)

$P_{4T} = P_4 + \rho_4 . R . V_4^2$………………………………. (40)

$T_{4T} = T_4 + \frac{1}{2.C_p} . V_4^2$…………………………...…. (41)

Calcul du débit de combustible

$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_g . C_{p.g.} T_{4.ideal} - \dot{m}_{pr} . C_{p.air} T_3}{P_c^i}$ …………………….…(42)

<u>**La turbine**</u>

L'entrer

L'entrer de la turbine c'est la sortie de la chambre de combustion

Total

$P_T = P_{4T}$……………..(43)

$T_T = T_{4T}$……………..(44)

statique

$P = P_4$……………..(45)

$T = T_4$……………..(46)

L'équation (47) Conditions à la turbine

$\dot{w}_{ideal.t} = -(\dot{w}_c + \dot{w}_s)$…………………….………………. (47)

$\dot{w}_t = \frac{\dot{w}_{ideal.t}}{\eta_{is.t}} = -(\dot{w}_c + \dot{w}_s)$………………………………. (48)

$\dot{w}_t = \dot{m}_g . C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T})$…………………………...……. (49)

Température Total

On combine entre (48), (49), (33) et (23)

$T_{5T} = \frac{-(\dot{m}_{air.pr} . C_{p.air}(T_{3T} - T_{2T}) + \dot{m}_{air} . C_{p.air}(T_{2T} - T_{1T})).}{\dot{m}_g . C_{p.g}} + T_{4T}$ ……. (50)

Température et pression Statique

$T_5 = T_{5T} - \frac{1}{2.C_{p.g}} . V_5^2$ ..... (51)

$T_{is5} = \frac{T_5 - T_4}{\eta_{is.t}} + T_4$ ..... (52)

$P_5 = P_4 . (\frac{T_{5is}}{T_4})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ ..... (53)

Pression total

(5) $\Longrightarrow$ $\rho_5 = \frac{P_5}{RT_5}$ ..... (54)

$P_{5T} = P_5 + \frac{1}{2} . \frac{P_5}{RT_5} . V_5^2$ ..... (55)

Tuyère

Condition : équation (56)

Les gaz éjectés par la tuyère supposé qu'ils sont détendus jusqu'à la pression atmosphérique

$P_6 = P_{atm}$ ..... (56)

Entrée

L'entrer de la tuyère du 1er flux c'est la sortie de la Turbine

Total

$P_T = P_{4T}$ ..... (57)

$T_T = T_{4T}$ ..... (58)

statique

$P = P_4$ ..... (59)

$T = T_4$ ..... (60)

Sortie

Température et Pression Total

$P_{6T} = P_{5T}$ ..... (61)

$T_{6T} = T_{5T}$ ..... (62)

Température et pression Statique

$T_{is.6} = (\frac{P_6}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_5$…….…. (63)

$T_6 = (T_{is.6} - T_5).\eta_{is.ty} + T_5$……. (64)

$P_6 = P_{atm}$

La vitesse d'éjection des gaz :

$V_6 = \sqrt{V_5^2 + 2.C_p.(T_5 - T_6)}$ ……. (65)

Chemin de flux secondaire

Tuyère

Entrée

L'entrer de la tuyère du 2ème flux c'est la sortie de la soufflante

Total **statique**

$P_{5'T} = P_{2T}$……...(66) $P_{5'} = P_2$……..(67)

$T_{5'T} = T_{2T}$……..(67) $T_{5'} = T_2$……..(68)

La vitesse d'air à l'entrée de la tuyère secondaire est égale à la vitesse de sortie de la soufflante, où l'écoulement du fluide supposé se fait sans perte.

$V_{5'}=V_2$

Sortie

Température et Pression Total

$P_{6'T} = P_{5'T}$……. (69)

Température et pression Statique

$T_{is.6'} = \left(\frac{P_{6'}}{P_{5'}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{5'}$ ..... (70)

$T_{6'} = (T_{is.6'} - T_{5'}) . \eta_{is.ty} + T_{5'}$ ..... (71)

La vitesse d'éjection des gaz :

$V_{6'} = \sqrt{V_{5'}^2 + 2 . C_p . (T_{5'T} - T_{6'})}$ ..... (72)

Détermination de la section de sortie de la tuyère

Dans le ca où tuyère n'est pas adaptée $P_s \neq P_{atm}$ la pression à la sortie influe en fonction de la section sur la force de poussée.

1- Flux primaire

$\rho_6 = \frac{P_6}{R . T_6}$ ..... (73)

$\dot{V}_{6.gaz} = V_6 . S_{pr}$ ..... (74)

$\dot{V}_{6.gaz} = \frac{\dot{m}_{gaz.pr}}{\rho_6}$ ..... (75)

$\Longrightarrow \quad S_{pr} = \frac{\dot{m}_{gaz.pr}}{V_6 . \rho_6}$ ..... (76)

2- Flux secondaire

$\rho_{6'} = \frac{P_{6'}}{R . T_{6'}}$ ..... (77)

$\dot{V}_{6'.gaz} = V_{6'} . S_{sec}$

$\dot{V}_{6'.sec} = \frac{\dot{m}_{sec}}{\rho_{6'}}$ ..... (78)

$\Longrightarrow \quad S_{sec} = \frac{\dot{m}_{sec}}{V_{6'} . \rho_{6'}}$ ..... (79)

Calcul de la poussé

$\mathbf{F = \dot{m}_{air.sec} . V_{6'} + \dot{m}_{g.pr} . V_6 - \dot{m}_{air} . V_0}$ .....(80)

Calcule de la poussé spécifique

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_{air} + \dot{m}_c} \quad \text{.....(81)}$$

Calcul de la consommation spécifique du combustible

$$C_{sc} = \frac{\dot{m}_c}{F} \quad \text{.....(82)}$$

La puissance calorifique

Théorique

$$P_{cal} = \dot{m}_c \cdot P_c^i \quad \text{.....(83)}$$

Réelle

$$P_{cal} = \dot{m}_{g.pr} \cdot T_4 - \dot{m}_{air.pr} \cdot T_3 \quad \text{.....(84)}$$

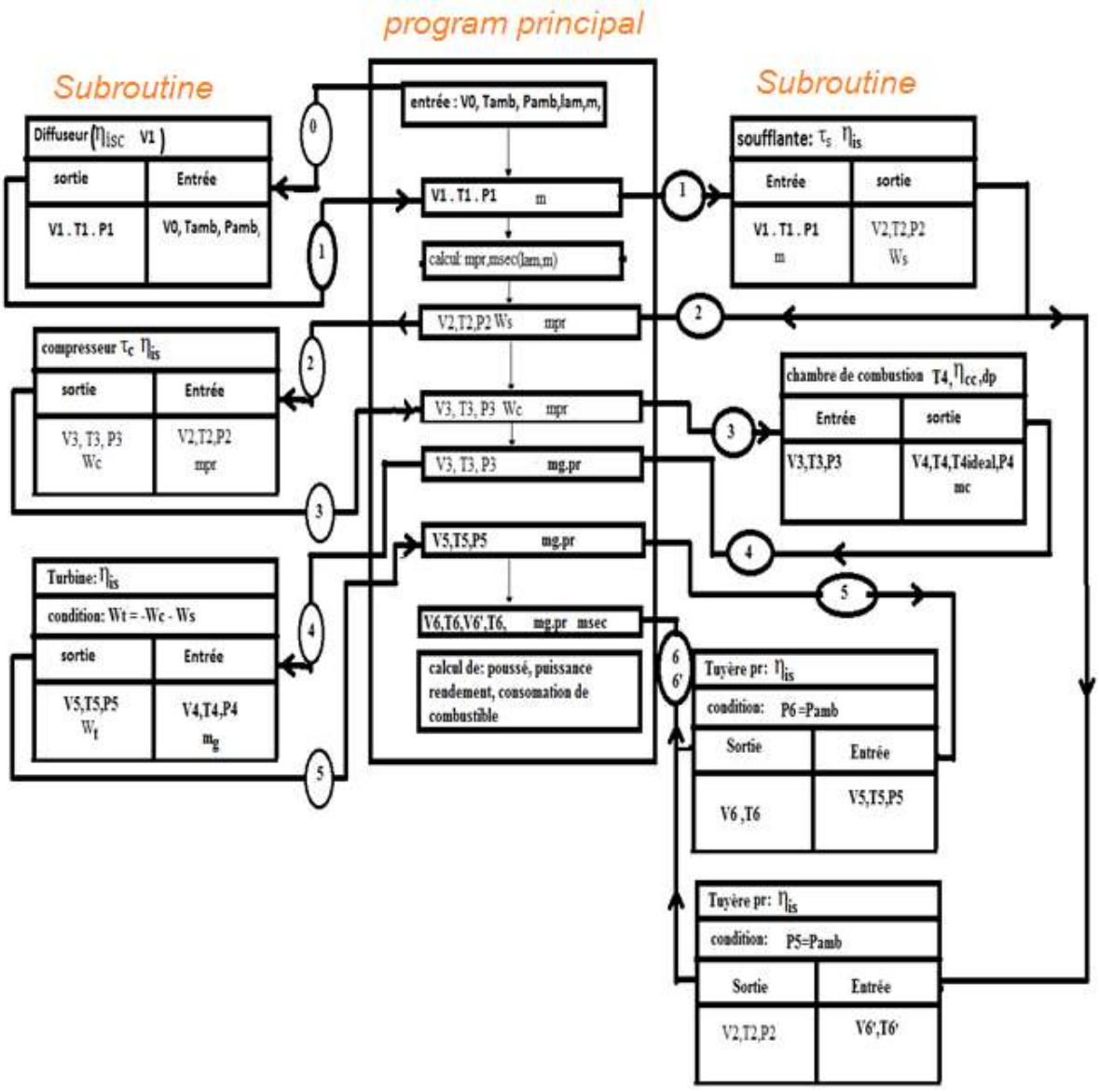
La puissance thermique

$$P_{th} = \dot{m}_c \cdot P_c^i - [\dot{m}_{g.pr} \cdot (T_6 - T_{amb}) + \dot{m}_{sec} \cdot (T_{6'} - T_{amb})] \quad \text{.....(85)}$$

La puissance propulsive

$$\left|\dot{m}_{g.pr} \cdot v_6 + \dot{m}_{a.sec} \cdot v_{6'} - \dot{m}_a \cdot v_e\right| v_e \quad \text{.....(86)}$$

3- Organigramme de calcul d'un cycle séparée



4- adaptation des conditions cycle à deux flux à éjection mélangé

1er cas température à la sortie de la chambre de combustion à déterminer :

Le calcule dans le diffuseur, la soufflante et le compresseur est le même que dans le cas séparé.

Condition à la Turbine 0 et 1

Dans le cas d'éjection des gaz mélangés, il faut que la pression à la sortie de la turbine égale la pression du deuxième flux, aussi le travail reçue par la turbine égale au travail du compresseur plus la soufflante.

$P_5 = P_2$……..(0)

$\dot{w}_t = -(\dot{w}_c + \dot{w}_s)$……..……..(1)

$\dot{w}_t = \dot{m}_g . C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T})$ ……..…… (2)

$T_{is5} = \frac{(T_5 - T_4)}{\eta_{is.t}} + T_4$……....(3)

$T_4 = (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}$……..…..(4)

En remplace 4 dans 3 :

$T_{is5} = \frac{\left(T_5 - (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}\right)}{\eta_{is.t}} + (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}$ ……...(5)

(5) $\Longrightarrow$ $T_5 = \eta_{is.t} . [T_{is.5} - (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}] . + (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}$ ……..……..(6)

En remplacent 4 et 6 dans 2

$\dot{w}_t = \dot{m}_g . C_{p.g} . (\eta_{is.t} . [T_{is.5} - (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}] . + (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5} + \frac{V_5^2}{2\,C_p} - (\frac{\left(T_5 - (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}\right)}{\eta_{is.t}} +$

$(\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5} + \frac{V_4^2}{2\,C_p}))$……(7)

$\dot{m}_g = \dot{m}_c + \dot{m}_{air.pr}$ ……...(8)

$\dot{m}_c \cdot P_{ci} \cdot \eta_{cc} = \dot{m}_g \cdot C_{p.g}\, T_4 - \dot{m}_{air.pr} \cdot C_{p.air}\, T_3$ ……..……(9)

En remplacent (8) dans (9)

$\dot{m}_c \cdot P_{ci} \cdot \eta_{cc} = \dot{m}_c \cdot C_{p.g}\, T_4 + \dot{m}_{air.pr} \cdot C_{p.g}\, T_4 - \dot{m}_{air.pr} \cdot C_{p.air}\, T_3$ ……(10)

$10 \Longrightarrow \dot{m}_c = \frac{\dot{m}_{air.pr} C_{p.g}\, T_4 - \dot{m}_{air.pr} C_{p.air}\, T_3}{P_{ci} \cdot \eta_{cc} - C_{p.g}\, T_4}$ ……...……(11)

En remplacent 4 dans 11

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_{air.pr} C_{p.g} \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T_{is.5} - \dot{m}_{air.pr} C_{p.air}\, T_3}{P_{ci} \cdot \eta_{cc} - C_{p.g} \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T_{is.5}} \quad \text{……(12)}$$

En remplacent 8 et 12 dans 7

$$\dot{W}_t = \left(\frac{\dot{m}_{air.pr} C_{p.g} \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T_{is.5} - \dot{m}_{air.pr} C_{p.air}\, T_3}{P_{ci} \cdot \eta_{cc} - C_{p.g} \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T_{is.5}} + \dot{m}_{air.pr}\right) . C_{p.g} . \left(\eta_{is.t} . \left[T_{is.5} - \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5} \right] . + \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5} + \frac{V_5^2}{2\, C_p} - \left(\frac{\left(T_5 - \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5} \right)}{\eta_{is.t}} + \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5} + \frac{V_4^2}{2\, C_p}\right)\right)$$

……...…(13)

En remplacent 13 et 1

On obtient la valeur $T_{is.5}$

En remplace $T_{is.5}$ dans (4)

$T_4 = \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{is.5}$……...…(14)

T_4 est la valeur de la température à la sortie de la chambre de combustion

Sortie de la Turbine

$T_5 = (T_{is5} - T_4).\eta_{is.t} + T_4$……..……(15)

$T_{5T} = T_5 + \frac{1}{2.c_p} . V_5^2$……..…(16)

$$\rho_5 = \frac{P_5}{R.T_5}$$

Détermination de la température moyenne du mélange

$\dot{Q}_{moy} = \dot{Q}_{pr} + \dot{Q}_{sec}$……..…(17)

$\dot{Q} = \dot{m} . C_p \Delta T$

$\Longrightarrow T_{moy} = \frac{\dot{m}_g . C_{pg} T_5 + \dot{m}_{air.sec} . C_{pair} T_2}{\dot{m}_{air} + \dot{m}_c}$……(18)

Détermination de la vitesse moyenne du mélange

$V_{moy} = \frac{V_5 \dot{m}_g + V_2 \dot{m}_{air.sec} V_2}{\dot{m}_{air}}$……..…(19)

Tuyère

Entrée

A l'entrée de la tuyère en prend les valeurs du mélange au point (5)

Sortie

Température et Pression Total

$P_{6T} = P_{5Tmoy}$……..…. (20)

Température et pression Statique

$T_{is.6} = \left(\frac{P_6}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_{5.moy}$ ..... (21)

$T_6 = \left(T_{is.6'} - T_{5.moy}\right).\eta_{is.ty} + T_{5.moy}$ ..... (22)

La vitesse d'éjection des gaz :

$V_6 = \sqrt{V_{5.moy}^2 + 2.C_p.\left(T_{5.moy} - T_6\right)}$ ..... (23)

Calcul de la poussé

$F = .(\dot{m}_{air} + \dot{m}_c)V_6 - \dot{m}_{air}.V_0$ ..... (24)

Calcule de la poussé spécifique

$F_s = \frac{F}{\dot{m}_{air} + \dot{m}_c}$ .....(25)

Calcul de la consommation spécifique du combustible

$C_{sc} = \frac{\dot{m}_c}{F}$ .....(26)

La puissance calorifique

Théorique

$P_{cal} = \dot{m}_c . P_c^i$ .....(27)

Réelle

$P_{cal} = \dot{m}_{g.pr} \square T_4 - \dot{m}_{air.pr} \square T_3$ .....(28)

La puissance thermique

$P_{th} = \dot{m}_c \square P_c^i - [\dot{m}_{g.pr} \square (T_6 - T_{amb}) + \dot{m}_{sec} \square (T_{6'} - T_{amb})]$ .....(29)

La puissance propulsive

$\left|\dot{m}_{g.pr} \cdot v_6 + \dot{m}_{a.sec} \cdot v_{6'} - \dot{m}_a \cdot v_e\right| v_e$……………………………………..………(30)

2éme cas : détermination du taux de dilution pour une température connue à la sortie de la chambre de combustion et le $\dot{m}_c$:

On définie le taux de dilution par

$\lambda = \frac{\dot{m}_{air.sec}}{\dot{m}_{air.pr}}$ ……………………………..(1)

$\dot{m}_{air} = \dot{m}_{air.sec} + \dot{m}_{air.pr}$………………..(2)

De 1 et 2

$(\lambda + 1)\ \dot{m}_{air.pr} = \dot{m}_{air}$…………………..(3)

Pour une température définie à l'entrée de la turbine il faut calculer la détente nécessaire pour que le travail reçue par la turbine égale au travail fournie par le compresseur et la soufflante

Condition de la turbine : (4) et (5)

$P_5 = P_2$…………………………………. (4)

$\dot{w}_t = -(\dot{w}_c + \dot{w}_s)$……………………..(5)

$\dot{w}_c = \dot{m}_{air.pr}(T_3 - T_2)$…………………(6)

$\dot{w}_s = \dot{m}_{air}(T_2 - T_1)$……………….……..(7)

A L'entré de la turbine on a :

T_4 , T_{T4} , P_4 P_{t4}

Calcul à la sortie

$T_{is.5} = (\frac{P_4}{P_5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} . T_4$………………………..(8)

$. T_5 = \eta_{is.t} . (T_{is.5} - T_4) + T_4$………..…(9)

$T_{5T} = T_5 + \frac{1}{2\,C_{pg}} V_5^2$……..(10)

$\dot{w}_t = \dot{m}_g . C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T})$……..(11)

$\dot{m}_g = \dot{m}_c + \dot{m}_{air.pr}$……..(12)

En remplacent 12 et 8dans

$\dot{w}_t = (\dot{m}_c + \dot{m}_{air.pr}) . C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T})$……..(13)

En égalant (5) avec (13) et remplacent par (6) et (7) dans (13)

$\dot{w}_t = (\dot{m}_c + \dot{m}_{air.pr}) . C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T}) = -\dot{m}_{air.pr}(T_3 - T_2) - \dot{m}_{air}(T_2 - T_1)$……..(14)

En remplace (3) dans (13)

$\dot{w}_t = \left(\dot{m}_c + \frac{\dot{m}_{air.}}{\lambda+1\lambda}\right) . C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T}) = -\frac{\dot{m}_{air.}}{\lambda+1\lambda} C_p(T_3 - T_2) - \dot{m}_{air} . C_p(T_2 - T_1)$……...(15)

$\lambda = [\frac{\dot{m}_{air.} . C_p . (T_3 - T_2) - \dot{m}_{air.} C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T})}{\dot{m}_c C_{p.g} . (T_{5T} - T_{4T}) - \dot{m}_{air}(T_2 - T_1) .} - 1]$ ……...…….(16)

Chapitre IV:

Étude paramétrique

1- Introduction

Dans ce chapitre on va étudier l'influence des paramètres caractérisent le turboréacteur plus les paramètres d'entrée sur leur performance.

Pour cette étude on a définie les pointes à l'entrée et à la sortie de chaque organe comme montre le schéma.

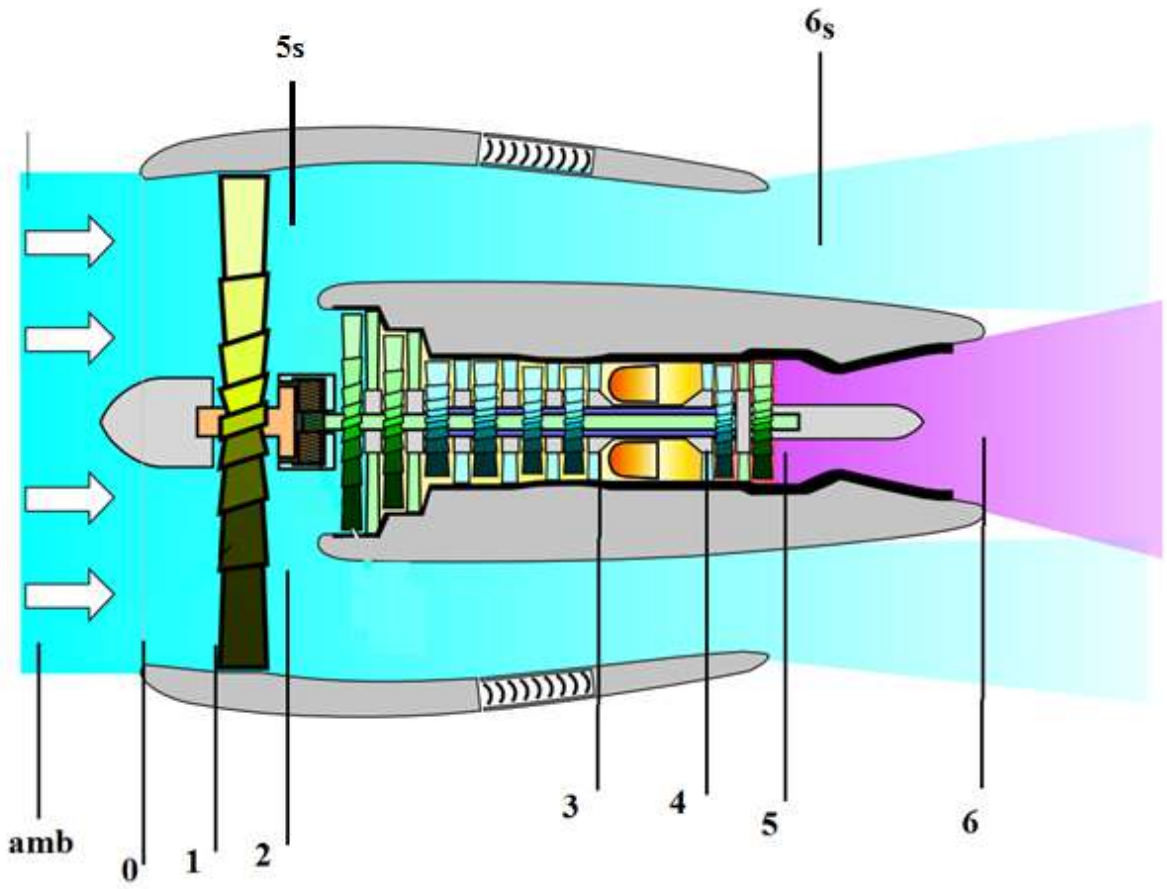


Figure 1 : chois des points a l'entrée et sortie des organes

amb : la condition à l'environnement

0 : entrée diffuseur

1 : sortie diffuseur, entrée de la soufflante

2 : sortie soufflante, entrée compresseur

3 : sortie compresseur, entrée chambre de combustion

4 : sortie chambre de combustion, entrée turbine

5 : sortie turbine, entrée de la tuyère primaire

6 : sortie de la tuyère primaire

5s : entrée de la tuyère secondaire

6s : sortie de la tuyère secondaire

2- Influence de la température de sortie de la chambre de combustion sur les performances d'un turboréacteur

Données :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air $R = 287$ J/Kg°K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion $R = 237$ J/Kg°K
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 5$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température $T_{atm} = 20°C$
- Pression $P_{atm} = 1$ bar

- Vitesse de l'air à l'entrée $V_0 = 0$ m/s

	T= 800 °C	T =1000 °C	T=1200 °C	T=1400 °C	T =1600 °C
T0	**20**	**20**	**20**	**20**	**20**
T6 (°C)	**468.82**	**606.80**	**744.90**	**883.08**	**1021.30**
T6s	**29.85**	**29.85**	**29.86**	**29.85**	**29.85**
V6 (m/s)	**361.20**	**552.87**	**684.56**	**791.49**	**883.92**
V6s (m/s)	**377.24**	**377.24**	**377.24**	**377.24**	**377.24**
F_p (kN)	**89.37**	**113.21**	**129.93**	**143.80**	**156.02**
E_{cal} (KJ/Kg)	**86362.8**	**118515**	**151082**	**184074**	**217497**
e_U (KJ/Kg)	**9237.77**	**18159.9**	**27180.7**	**36309.5**	**45552**
Csc (Kg/M.N)	**23.56**	**25.53**	**28.35**	**31.22**	**33.99**
η_{Th}	**10.69**	**15.32**	**17.99**	**19.72**	**20.94**

Tab(1) : Influence de la température de sortie de la chambre de combustion

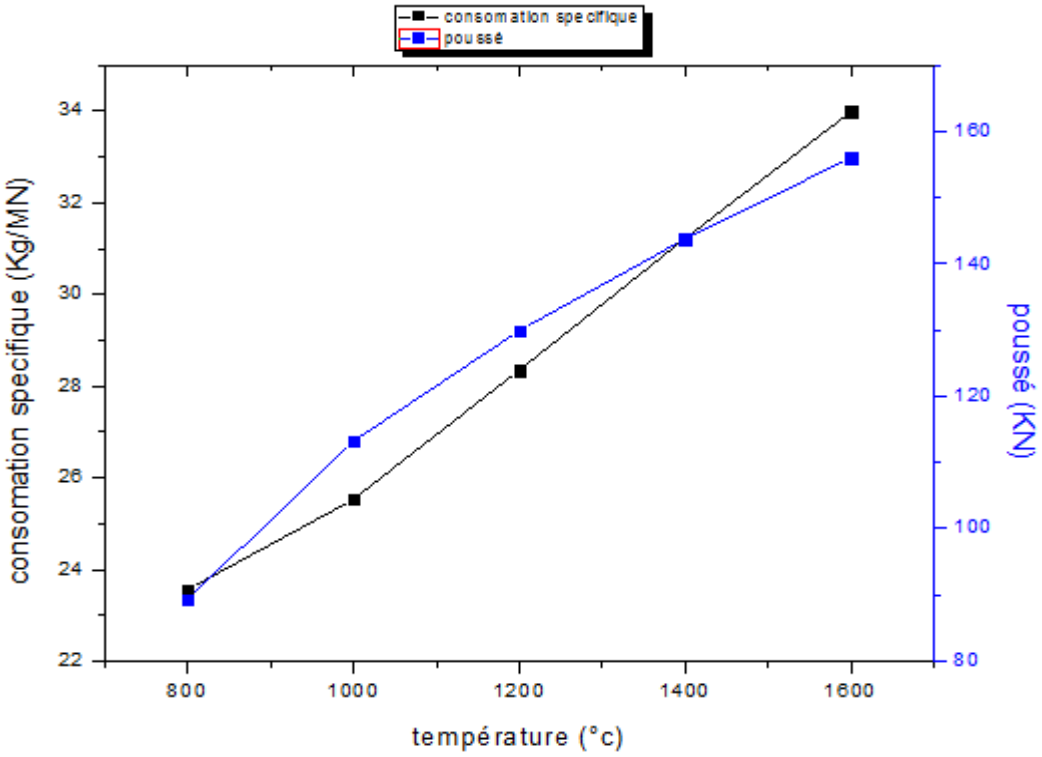


Figure 2: variation de la poussée et la consommation spécifique en fct de la temp a la sortie de CC

Analyse :

La force développée par le réacteur augment avec l'augmentation de la température à la sortie de la chambre de combustion

Aussi la consommation spécifique du combustible augmente.

Explication :

Après L'augmentation de la température à la sortie de la chambre de combustion, la température après la détente aussi devient plus élevé, ce qui influe directement sur la vitesse d'éjection et donc sur la poussé.

L'augmentation de La température de sortie nécessite une consommation plus levée de combustible, et comme le débit d'air n'est pas changé la poussé varie légèrement par rapport la consommation du combustible.

3- Influence de la vitesse du vol sur les performances d'un turboréacteur

Données :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air $R = 287$ J/Kg. °K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion $R = 237$ J/Kg. °K
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 5$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température $T_{atm} = 20°C$
- Pression $P_{atm} = 1$ bar

	V = 0	**V = 200**	**V = 400**	**V = 600**	**V = 800**
T0 (°C)	**20**	**20**	**20**	**20**	**20**
T6 (°C)	**745.82**	**745.88**	**745.79**	**744.82**	**741.81**
T6s (°C)	**29.85**	**29.87**	**29.84**	**29.40**	**28.03**
V6 (m/s)	**805.59**	**805.50**	**805.63**	**807.11**	**811.66**
V6s (m/s)	**377.24**	**377.14**	**377.29**	**378.96**	**384.01**
F_p (kN)	**145.15**	**131.79**	**118.49**	**105.54**	**93.38**
E_{cal} (KJ/s)	**163077**	**162541**	**161908**	**161204**	**160560**
E_p (KJ/s)	**0**	**7321**	**13165**	**17500**	**20751**
Csc(Kg/MN)	**27.40**	**30.18**	**35.56**	**37.69**	**42.60**
η_p	**0**	**04.48**	**08.07**	**10.73**	**12.72**

2- Tab(2) : Influence de la vitesse du vol sur

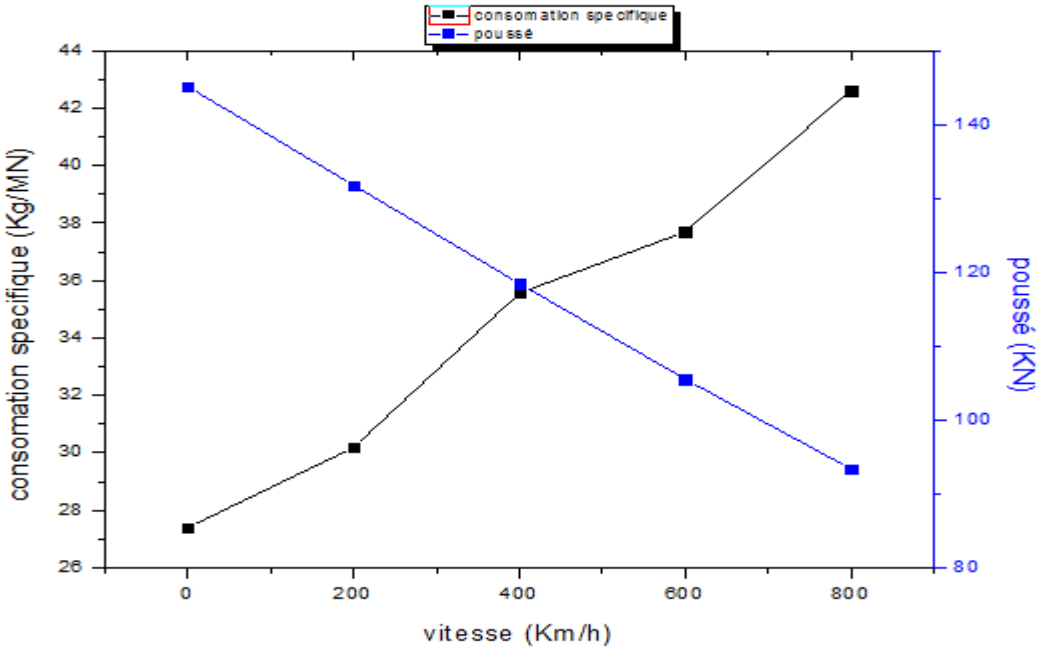


Figure 3: variation de la poussée et la consommation spécifique en fct de la temp a vitesse de vol

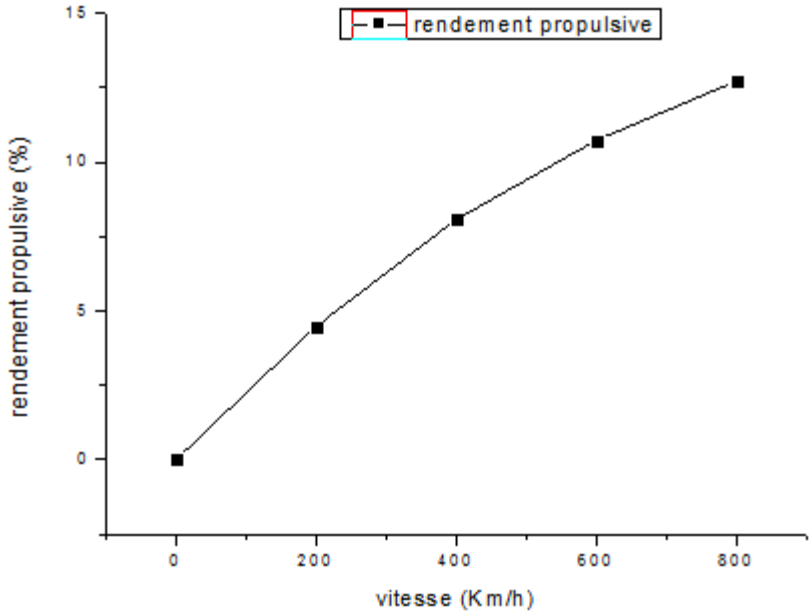


Figure 4: variation de rendement propulsive en fct de la vitesse

Analyse :

La courbe de poussé est décroissante avec l'accroissement de la vitesse du vol

La consommation spécifique est plus élevée pour les grandes vitesses

Le rendement propulsive augment avec l'augmentation de la vitesse

Explication :

L'augmentation de la vitesse augment la force de trainée qui influe sur la poussé nette, et puisque la consommation du combustible est constate, la consommation specifique devient plus élevée.

Le rendement propulsive est lier directement avec la vitesse, pour ce la il est nul quand la vitesse est nul car on n'a pas d'avancement d'avion, et il est max quand la vitesse est max.

4- Influence de la pression atmosphérique sur les performances d'un turboréacteur :

Données :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air $R = 287$ J/Kg°K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion $R = 237$ J/Kg°K
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 10$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température $T_{atm} = 20°C$
- Vitesse du vol $V = 0$ m/s

	P = 0.5	P = 0.8	P = 1.1	P = 1.4	P =1.7
T0	20	20	20	20	20
T6 (°C)	745.84	745.82	745.82	745.82	745.81
T6s	29.86	29.85	29.86	29.86	29.86
V6 (m/s)	805.57	805.58	805.6	805.6	805.6
V6s (m/s)	377.24	377.24	377.24	377.24	377.24
F_p (kN)	145.14	145.14	145.14	145.15	145.15
E_{cal} (KJ/Kg)	163077	163077	163077	163077	163077
E_{th} (KJ/Kg)	36172.3	36174.8	36175.9	36176.6	36177
Csc (Kg/M.N)	27.40	27.40	27.40	27.40	27.40
η_{Th}	22.1811	22.1826	22.1833	22.1837	22.1840

Tab(3) : Influence de la pression atmosphérique

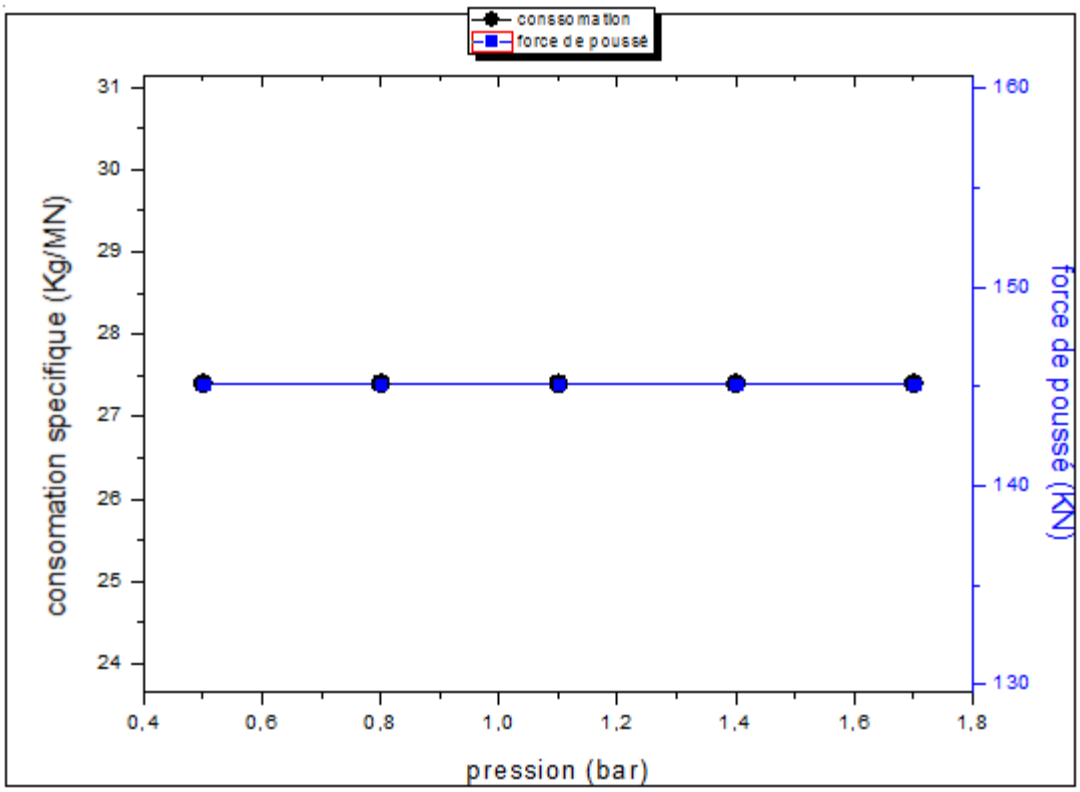


Figure 5: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de la pression atm

Analyse :

La force de poussé et la consommation spécifique sont constate avec le changement de la pression d'entrée

Explication :

Le changement de la pression influe sur l'entrée et la sortie, une augmentation sur l'entré du réacteur augmente la pression à l'entrée de la tuyère d'éjection, donc le rapport de détente est reste constante ce qui conduire à aucun changement sur la performance du réacteur

5- Influence de la température ambiante sur les performances d'un turboréacteur :

Données :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air $R = 287$ J/Kg°K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion $R = 237$ J/Kg°K
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 10$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Vitesse du vol $V0 = 0$ m/s

	T= -30°C	T=-15 °C	T=0 °C	T=15 °C	T =30 °C	T=45	T=60
T0	-30	-15	0	15	30	45	60
T6 (°C)	717.51	726.13	734.62	743.17	751.57	760.24	769.19
T6s	-21.85	-6.34	9.17	24.69	40.20	55.71	71.23
V6 (m/s)	787.88	766.16	743.66	720.29	696.02	670.72	644.32
V6s (m/s)	267.87	276.20	284.29	292.15	299.81	307.27	314.56
F_p (kN)	130.02	128.26	126.38	124.38	122.23	119.95	117.50
E_{cal} KJ/Kg)	172969	170005	167038	164068	161095	158120	155141
e_U (KJ/Kg)	42739.9	40778.0	38801.4	36811.6	34809.8	32796.9	30772.9
Csc(Kg/KN)	32.45	32.32	32.23	32.17	32.14	32.15	32.20
η_{Th}	24.71	23.98	23.22	22.43	21.60	20.76	19.83

Tab(4) : Influence de la température ambiante

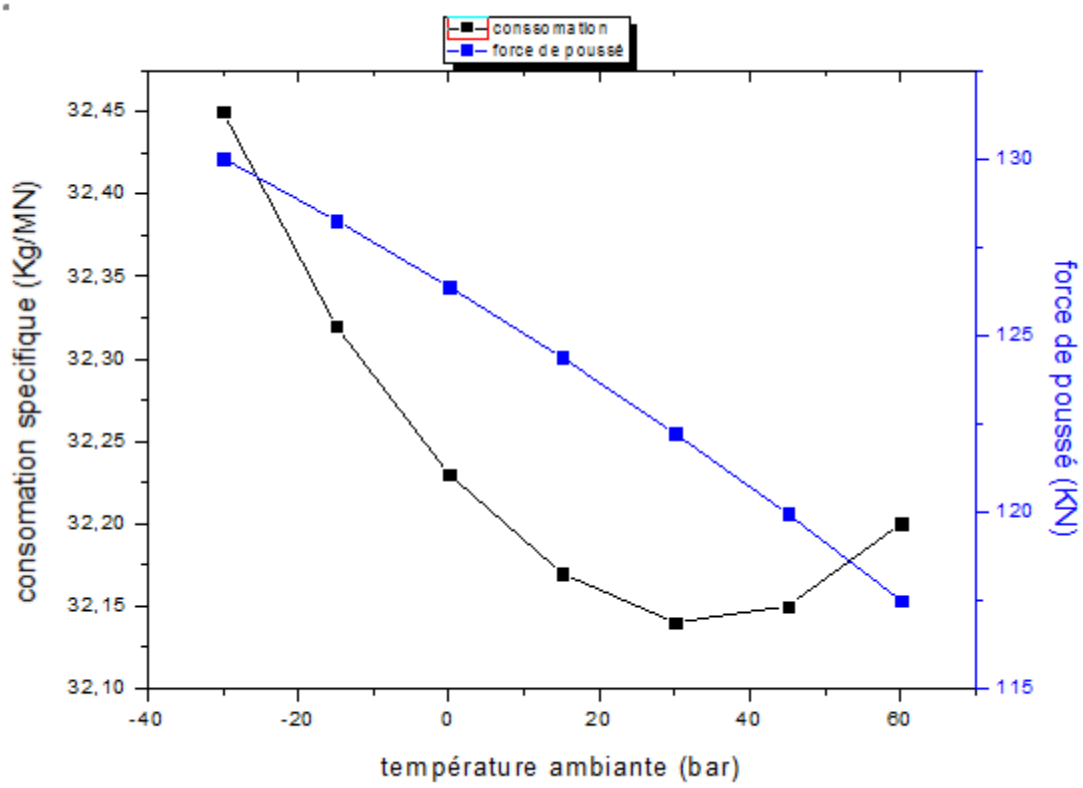


Figure 6: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de la température amb

Analyse :

La force de poussé diminue avec l'augmentation de la température

La consommation diminue de(-30°c ,°30), puis elle se remonte pour des température plus élevés

Explication :

Dans les basses températures l'énergie consommé par le compresseur est la soufflante est plus faible que dans les plus élevés, ce qui laisse un plus d'énergie pour la détente dans la tuyère énergie plus, mais la chambre de combustion consomme plus de combustible.

A la température 30 le rapport entre la force est la consommation est le plus faible, et pour plus augmentation de la température d'ambiante la consommation spécifique commence à augmenter

6- Influence du Taux de compression dans le compresseur sur les performances d'un turboréacteur :

<u>Données</u> :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air R = 287 J/Kg°K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion R = 237 J/Kg°K
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$

- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température $T_{atm} = 20°C$
- Vitesse du vol V0 = 0 m/s

	Taux = 5	**Taux = 6**	**Taux = 7**	**Taux = 8**	**Taux = 9**	**Taux = 10**
T0	**20**	**20**	**20**	**20**	**20**	**20**
T6 (°C)	**883.08**	**845.24**	**814.24**	**788.09**	**765.56**	**745.82**
T6s	**29.85**	**29.86**	**29.86**	**29.86**	**29.86**	**29.86**
V6 (m/s)	**791.50**	**801.74**	**806.76**	**808.43**	**807.82**	**805.59**
V6s (m/s)	**377.24**	**377.24**	**377.24**	**377.24**	**377.24**	**377.24**
F_p (kN)	**143.80**	**144.98**	**145.51**	**145.638**	**145.49**	**145.14**
E_{cal} (KJ/Kg)	**184074**	**178947**	**174399**	**170295**	**166542**	**163077**
e_U (KJ/Kg)	**36309.5**	**36882.4**	**37032.3**	**36910.5**	**36606.3**	**36175.6**
Csc (Kg/M.N)	**31.22**	**30.1**	**29.23**	**28.52**	**27.92**	**27.40**
η_{Th}	**19.73**	**20.61**	**21.23**	**21.67**	**21.98**	**22.18**

Tab(5) : Influence du Taux de compression du compresseur

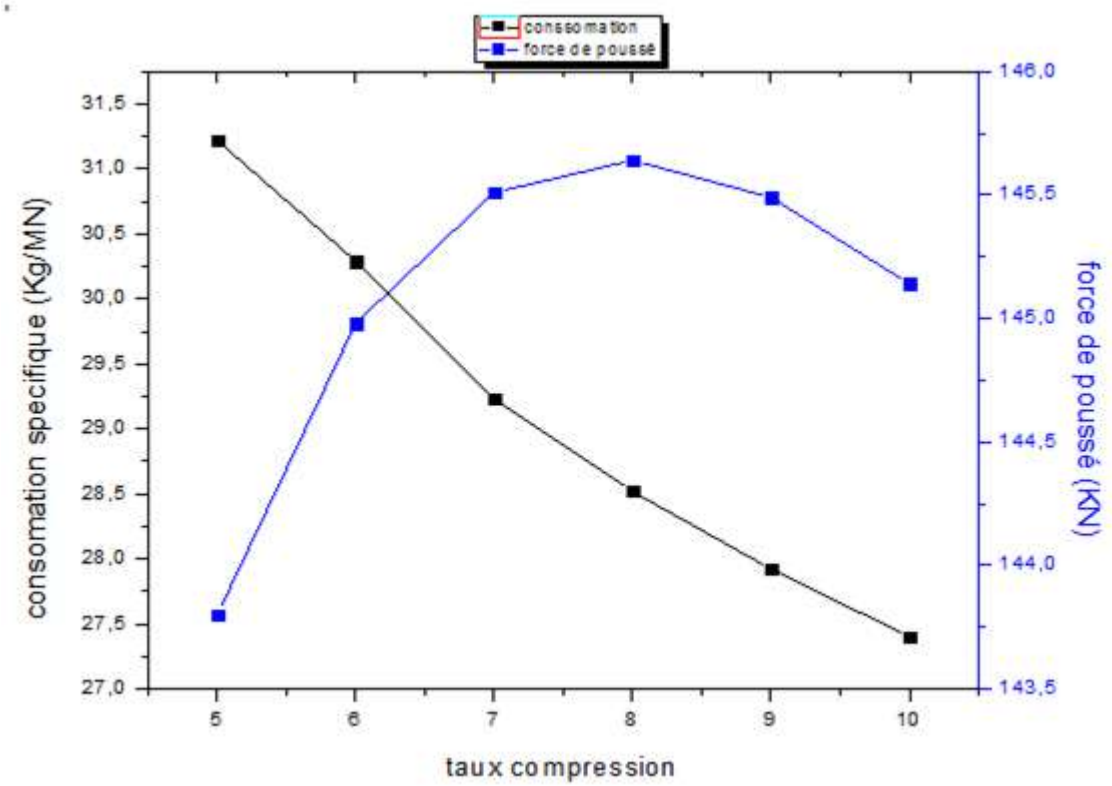


Figure 7: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de taux de compression dans le compresseur

Analyse :

L'augmentation du taux de compression augment la poussé et diminue la consommation spécifique, jusqu'à un taux de 8 ou la poussé commence à décroissante.

Explication :

L'augmentation du taux de compression augmente la pression et la température à la sortie de la turbine ce qui influe sur la détente dans la tuyère.

Aussi la température à l'entrée de la chambre de combustion devient plus élevée ce qui diminue la consommation

A certain taux de compression (8) l'augmentation est influe négativement sur la poussé ou la compression nécessite une très grande énergie ce qui diminue la poussé.

7- Influence du Taux de compression dans la soufflante sur les performances d'un turboréacteur :

Données :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air $R = 287$ J/Kg°K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion $R = 237$ J/Kg°K
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 10$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température $T_{atm} = 20°C$
- Vitesse du vol $V_0 = 0$ m/s

	Taux= 1.2	Taux= 1.4	Taux =1.6	Taux=1.8	Taux = 2	Taux= 2.2
T0	20	20	20	20	20	20
T6 (°C)	800	770.89	745.82	724.24	705.36	688.62
T6s	23.83	27.10	29.86	32.22	34.28	36.10
V6 (m/s)	759.89	736.86	712.65	687.57	661.80	635.34
V6s (m/s)	178.27	245.98	294.73	333.60	366.18	394.34
F_p (kN)	115.79	120.95	123.72	125.20	125.86	125.90
E_{cal} (KJ/Kg)	173095	167829	163077	158732	154720	150985
e_U (KJ/Kg)	38470.4	37382	36175.6	34903	33597.2	32275.1
Csc (Kg/M.N)	36.46	33.84	32.15	30.92	29.98	29.25
η_{Th}	22.23	22.27	22.18	21.99	21.71	21.38

Tab(6) : Influence du Taux de compression de la soufflante

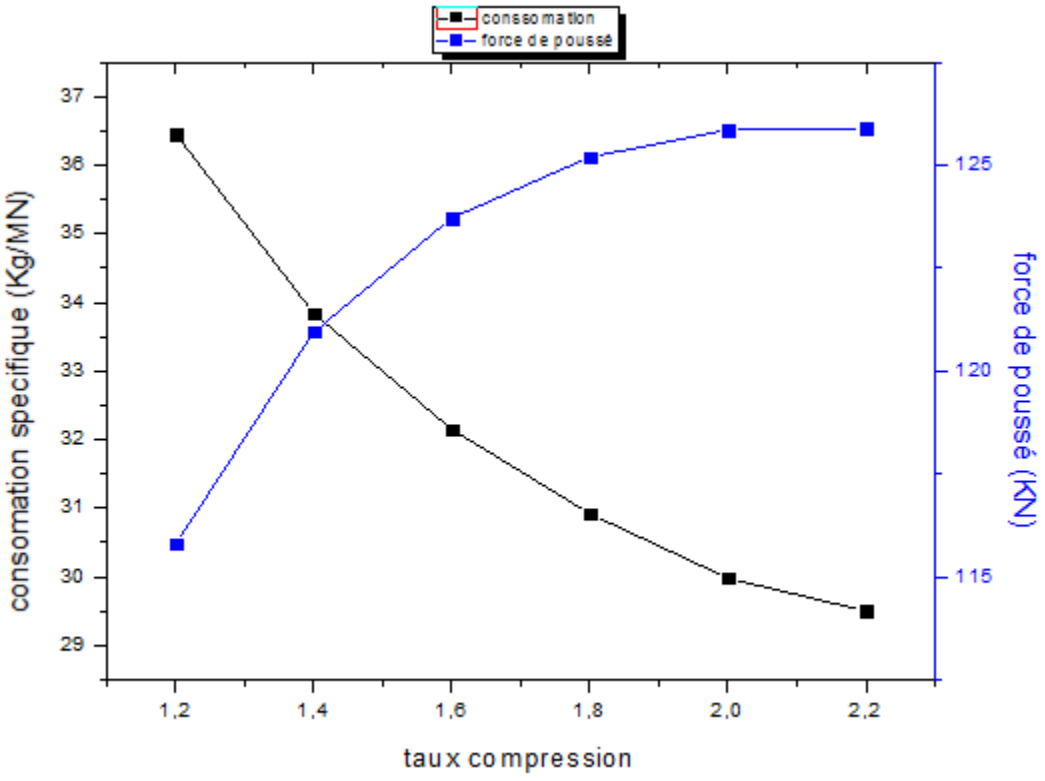


Figure 8: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct de taux de compression dans la soufflante

Analyse :

L'augmentation du taux de compression dans la soufflante est augmente les performances du réacteur

Explication :

L'augmentation dans la soufflante favorise plus que le flux primaire, le flux secondaire ce qui conduite à améliorer les performances du réacteur

8- Influence de l'altitude sur les performances d'un turboréacteur :

<u>Données</u> :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air $R = 287$ J/Kg°K
- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion $R = 237$ J/Kg°K
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 10$
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rapport de dilution $\lambda = 1$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température $T_{atm} = 20°C$
- Vitesse du vol $V0 = 200$ m/s

Altitude

Altitude (Km)	Température (°c)	Pression(Pa)
0	15	101325
0.5	11.8	9546.2
1	8.5	8987.6
2	2	7949.8
5	-17.5	5402.6
10	-50	2644.2

Tab(7) : Influence de l'altitude sur la pression et Temp amb

	Z = 0	**Z = 0.5**	**Z= 1**	**Z= 2**	**Z= 5**	**Z= 10**
T0	**15**	**11.8**	**8.5**	**2**	**-17.5**	**-50**
T6 (°C)	**742.03**	**740.17**	**738.26**	**734.50**	**723.27**	**704.776**
T6s (°C)	**35.99**	**32.67**	**29.26**	**22.52**	**2.31**	**-31.38**
V6 (m/s)	**696.57**	**701.85**	**707.24**	**717.74**	**748.22**	**796.00**
V6s (m/s)	**298.71**	**297.11**	**295.45**	**292.14**	**282.02**	**264.33**
F_p (kN)	**86.15**	**86.62**	**87.11**	**88.03**	**90.67**	**94.60**
E_{cal} (KJ/Kg)	**160012**	**160646**	**161300**	**162587**	**166447**	**172869**
e_U (KJ/Kg)	**31900.5**	**32330.9**	**32774**	**33646.2**	**36250.7**	**40549.9**
Csc	**45.30**	**45.23**	**45.16**	**45.04**	**44.78**	**44.57**
η_{Th}	**19.93**	**20.13**	**20.32**	**20.69**	**21.78**	**23.46**

Tab(8) : Influence de l'altitude

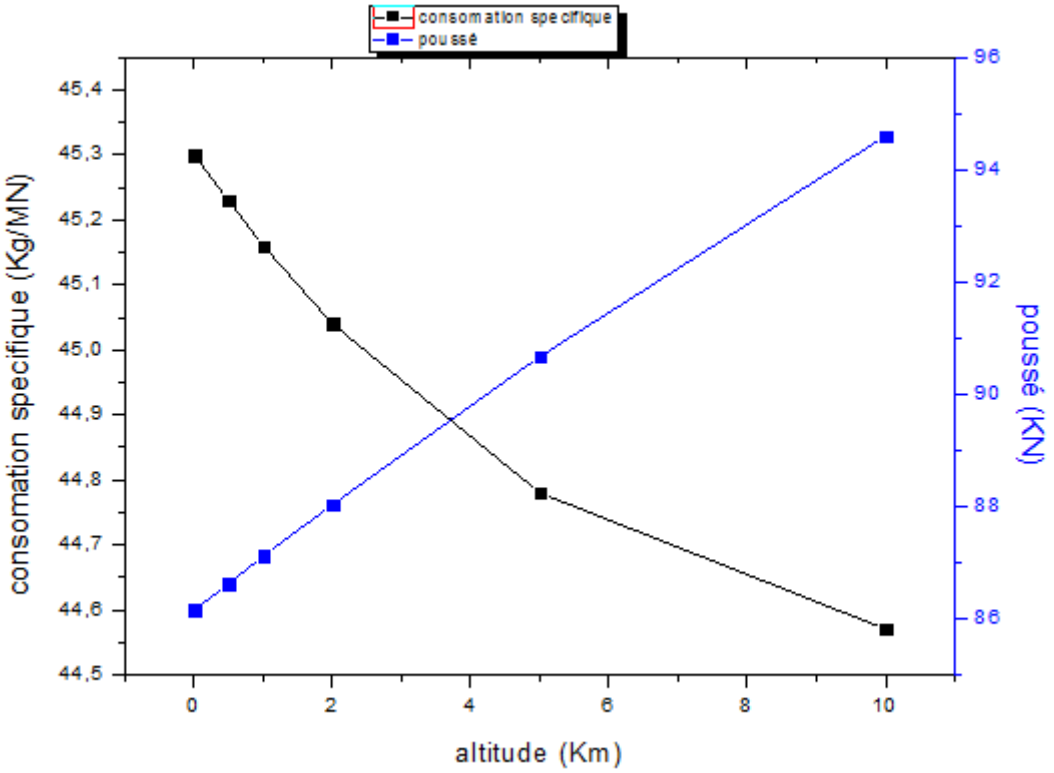


Figure 9: variation de la consommation spécifique et la force de poussé en fct d'altitude

Analyse :

Les performances du réacteur amélioré avec l'accroissement de l'altitude

Explication :

Puisque on à une vitesse d'entrée la pression augmente dans la tuyère, et la pression de refoulement se diminue avec l'altitude ce qui influe positivement sur la poussé développée,

L'augmentation rapide de la poussé diminue la consommation du combustible spécifique.

9- Influence du Taux de dilution sur les performances d'un turboréacteur :

Données :

Soit un turboréacteur d'avion

- Exposant isentropique ($\gamma = C_p/C_V$) de l'air $\gamma = 1.4$
- Constante de l'air R = 287 J/Kg°K
- Exposant isentropique des gaz de combustion $\gamma = 1.23$
- Constante des gaz de combustion R = 237 J/Kg°K
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rapport de pression au compresseur $\frac{p_s}{p_e} = 10$
- Rapport de pression à la soufflante $\frac{p_s}{p_e} = 1.6$
- Rendement du diffuseur atmosphériques $\eta_{dif} = 0.98$
- Rendement de la soufflante $\eta_c = 0.80$
- Rendement du compresseur $\eta_c = 0.80$
- Rendement de la turbine $\eta_T = 0.96$
- Rendement de la tuyère d'éjection $\eta_{Ty} = 0.98$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{Ty} = 0.98$
- Perte de pression dans la chambre de combustion $\delta p = 0.002\ bar$
- Température amb $T_{atm} = 20°C$
- Pression atm Pamb= 1bar
- Vitesse du vol V= 0 m/s

	Taux = 0	Taux= 0.5	Taux =1	Taux=1.5	Taux = 2	Taux = 2.5
T0	20	20	20	20	20	20
T6 (°C)	745.77	745.79	745.82	745.87	745.93	746.016
T6s	29.86	29.86	29.86	29.86	29.86	29.86
V6 (m/s)	868.23	837.59	805.59	772.04	736.70	699.25
V6s (m/s)	377.24	377.24	377.24	377.24	377.24	377.24
F_p (kN)	215.29	168.64	145.14	130.90	121.249	114.20
$F_{p.pr}$ (kN)	215.29	138.457	99.8755	76.5732	60.890	49.538.0
$F_{p.sec}$ (kN)	0	30.1795	45.2692	54.323	60.358	64.6703
E_{cal} KJ/Kg)	326154	217436	163077	130462	10718	93186.9
e_U (KJ/Kg)	74824.7	49060.1	36175.6	28443.1	23286.5	19601.8
csc	36.95	31.49	27.40	24.31	21.87	19.90
η_{Th}	22.94	22.56	22.18	21.80	21.42	21.03

Tab(9) : Influence du Taux de dilution

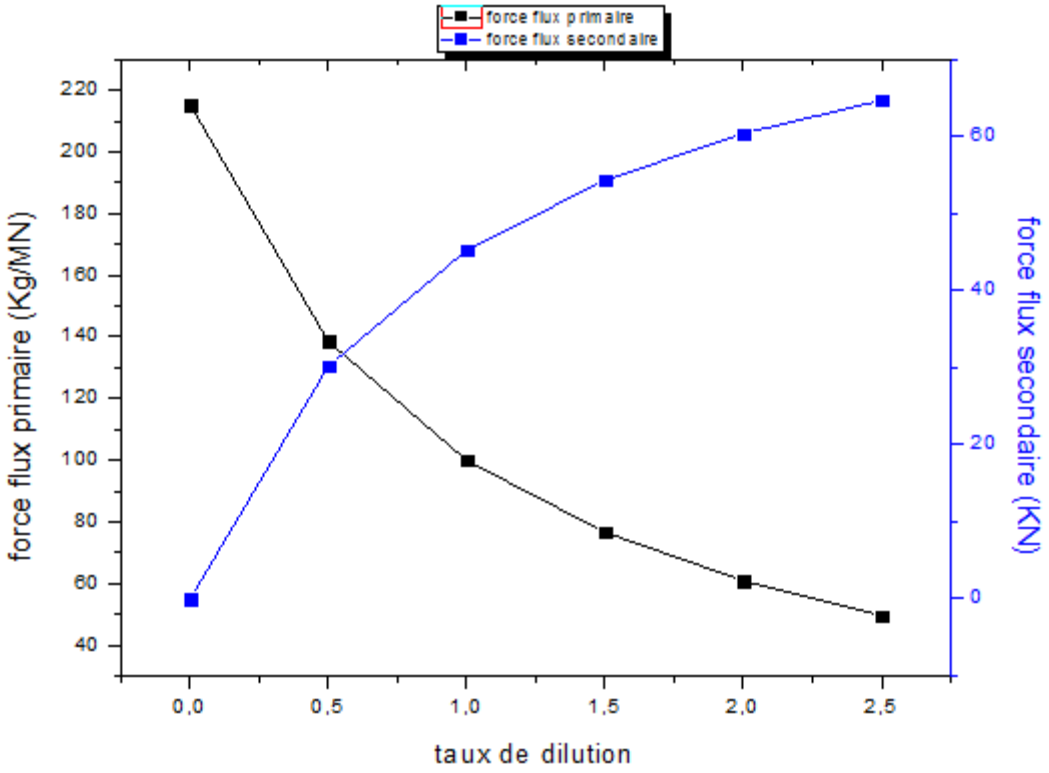


Figure 10: variation de la force flux primaire et la force flux secondaire en fct de taux de dilution

Analyse :

Avec l'augmentation du taux dilution la force de poussée créée par le deuxième flux devient plus élevée que celui de premier flux

Explication :

La force est liées avec le débit massique ; l'augmentation du taux de dilution favorise le débit du flux primaire par rapport au flux secondaire ; se qui conduite a l'augmentation de la poussée crée par le deuxième flux.

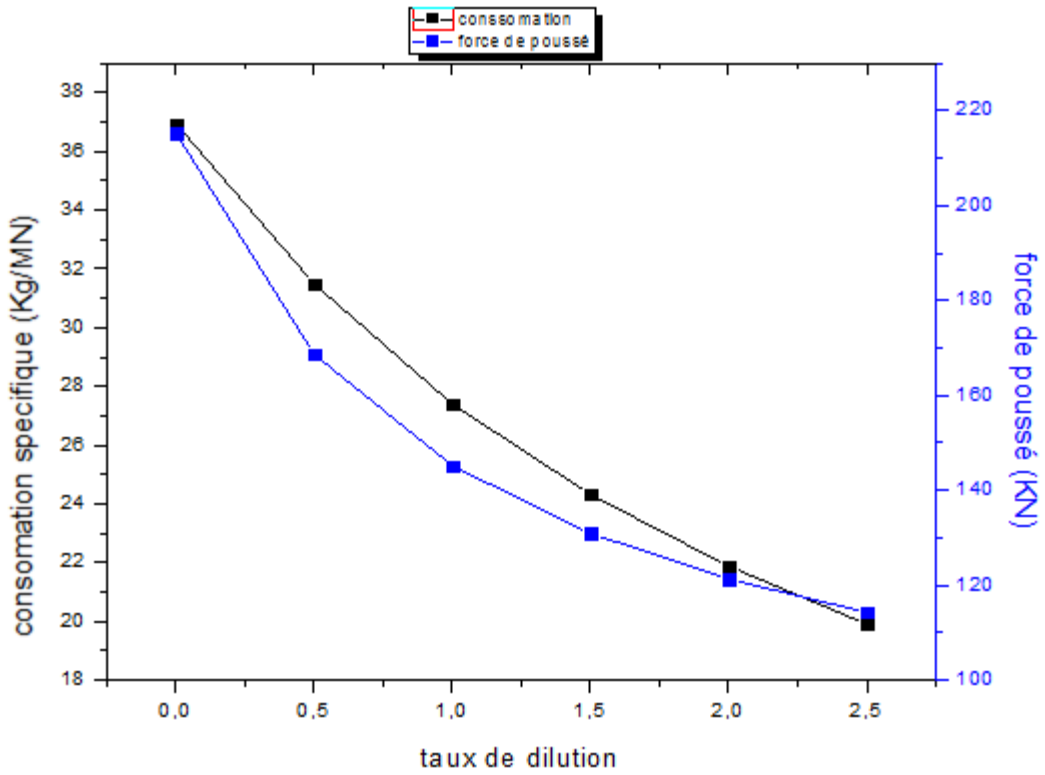


Figure 11: variation de la consommation spécifique et la force de poussée en fct de taux de dilution

Analyse

La poussée et la consommation spécifique sont diminue avec l'augmentation du taux de dilution.

Explication

Le flux secondaire est plus froid que le flux primaire se qui diminue la force de poussée.

L'énergie consommée par la soufflante est plus faible que celui du compresseur, Ce qui conduite à plus d'énergie reste à la détente dans la tuyère.

Le turboréacteur à double flux est construis pour le but de minimiser la consommation du combustible.

Conclusion Générale

Dans notre étude on a vu l'importance de l'insertion de la technologie de l'information et de la communication dans l'enseignement, ce qui nous a menés à traiter le sujet sur le turboréacteur en utilisant la programmation par le langage fortran, ce qui nous a permis de varier voir diversifier notre étude paramétrique.

L'importance de cette dernière, réside dans le fait qu'elle permet aux concepteurs dans le domaine de l'aéronautique d'optimiser le rendement général de leur conception et laisse un impact sur la sécurité de la construction aéronautique et même sur l'environnement.

En effet, on a pu développer un programmes avec des subroutines de calcul énergétique traitants respectivement le diffuseur, la soufflante, le compresseur, la chambre de combustion, la détente dans la turbine ainsi que la détente dans la tuyère.

On a pu montrer que la poussée du turboréacteur peut améliorer si on augmente la température de fin de combustion, la vitesse du vol, le taux de compression à certain valeur. et avec l'augmentation d'altitude, comme elle peut diminue avec l'augmentation de la température de l'ambiante et le taux de dilution.

Aussi on pu montrer que la consommation spécifique du combustible augmente avec l'augmentation de la température à la sortie de la chambre de combustion et la vitesse du vol. Comme elle peut améliorer et diminue avec l'augmentation de la température de l'ambiante jusqu'à certain valeur, l'augmentation du taux de compression, l'augmentation d'altitude et surtout le taux de dilution.

Cependant notre étude a besoin d'être enrichi par l'amélioration de l'étude des performances du turboréacteur en se basant sur une méthode de programmation plus détaillée.

La prise en compte les échanges thermiques entre le flux froid et chaud plus les pertes de pression dans le canal de flux secondaire.

Bibliographie

[1] : Matthieu Dubosc. Modélisation hors adaptation des performances individuelles d'un doublet d'hélices Contrarotatives. Mécanique des fluides [physics.class-ph]. UNIVERSITE DE POITIERS, 2016, 96p

[2] : Office national de la propriété industrielle[en ligne]. Le 03 avril 1922disponible sur. « Brevet d'invention - Propulseur par réaction sur air ». [consulter le 24 mars 2018]

[3] : JEAN-CLAUDE Thevenin AAAF (Association Aéronautique et Astronautique de France) Juin 2004

[4] : HANNANE Mohamed, YSBAA Houdhifa. etude energetique d'un systeme de propulsion a simple flix. etude parametrique et dimentionement. Medea, UNIVERSITE YAHIA FARES, 2017, 75p.

[5] : GOMET, Laurent. MAKHLOUF, Samir. Turboréacteurs : ENSMA ,2009/2010,71p

[6] : HENNI MANSOUR Zoubire . Cours de Thermopropulsion II. UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA, 2013, 84p.

[7] : aviation française. < https://avionnaire.fr/soufflante>.[consulter le 21 avril 2018]

[8] : Rolls Royce. The Jet Engine. Rolls Royce Technical Publicat, 1996.