

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE

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

Université SAAD DAHLEB de Blida

Faculté des sciences de l'ingénieur

Département d'Aéronautique



PROJET DE FIN D'ETUDE

Pour l'obtention du diplôme d'Etudes Universitaire Appliquées

OPTION : PROPULSION

THEME :

**Elaboration de l'assemblage final d'un
turboréacteur adaptable turbopropulseur
(prototype de laboratoire)**

**Réalisés par :- Deharib A. Fouad
- Zaidour Mustapha**

**Dirigés par :- Mr Allali Abderrazak
- Mr Larbi Farid**

Promotion 2003 – 2004

REMERCIEMENTS

Nous remercions tout d'abord DIEU le tout puissant de nous avoir aidé à achever à temps ce travail, nous formulons l'expression de nos profonds remerciements à monsieur ALLALI. A notre promoteur pour son aide, ses précieux conseils et sa confiance qu'il a mis à nous pour la réalisation de ce projet.

Nous remercions aussi :

Tous les enseignants qui ont contribué à notre formation pendant notre cursus universitaire, et en particulier monsieur : Larbi Farid notre copromoteur, Djemal à l'atelier de propulsion qui nous a beaucoup aidé pour ce projet.

Nous remercions tout le personnel de l'institut d'aéronautique, et tous ceux qui ont participé de près ou de loin à réalisation de ce mémoire.

** Mustapha * et * Abdellah Fouad **

DEDICACE

Je tiens à exprimer mes remerciements les plus vifs surtout à ma très chère mère ainsi qu'à mon très cher père qui a bien voulu me voir un jour devenir un être bénéficié de toutes Valeurs humaines et de savoir.

A mes sœurs et frères : Badour-Nadjet-Mustapha-Bouazza-Ahmed.

A ma grand-mère.

A mon binôme Mustapha qui a bien travaillé avec moi selon la règle de l'amitié, et à sa famille.

EL habib et Mohammed ,

Hamza et leurs famille : le père AhmedCherif, la mère Houria, le frère Nabil et à tout les gents du Berrouaghia.

Samia et sa famille.

A mes meilleurs amis : Lyes, Rachid, Fethallah, Badro, Rahim, Hani, Rougie, Karim, Djeloul, Mustapha, ABK, Hichem.

Mes frères : Souley, Isaac, Tidjani, Anadif.

Mes souers : Nadia, Fouzia, Nabila et Khadîdja.

DAF

DEDICACE

A ma très chère mère, l'univers d'affection et d'amour qui ne cesse de guetter par ses divins sacrifices, qui m'a toujours aidé durant toute ma vie et qui m'a encouragé pendant mes années d'étude, surtout en ces derniers moments pour sa bonté sa compréhension et sa tendresse qui m'ont éclairé dans l'ombre à la lumière de ses yeux qui cherche sans cesse de me voir comme je suis aujourd'hui Je lui dédie ce travail.

A mon très cher père, à qui je voue beaucoup d'amour et de respect et qui m'a vraiment aidé d'être bénéficié de toutes les valeurs humaines et savoir.

A mon binôme et à toute sa famille.

Je dédie ce travail aussi à :

Mes frères et mes sœurs.

Ma grand-mère.

Mes oncles et mes tantes.

Mohammed, Madjid, Salah et Abdelhak.

El Habib et son binôme Karim.

Mes meilleurs amis.

A tout qui j'aime.

Mustapha

Résumée

Notre étude constitue à élaborer un turbo réacteur de labos, mono corps et mono flux destinée des recherches. Et qui est composé des modules suivants :

- Entrée d'air ; compresseurs (axial et centrifuge) ; chambre de combustion ; Turbine et Tuyère d'éjection.

Après avoir effectué un choix judicieux des matériaux, les différents circuits ont été conçus, on a trouvé les gabarits de l'ensemble à base des données techniques déterminées par les promotions précédentes. Dans une deuxième étape de notre recherche, on transformé ce turbo réacteur à l'aide d'une turbine libre, un réducteur de vitesse et une hélice à un turbopropulseur destiné à effectuer le même fonction dans le but de faire des différents essais.

Resume

Our study is about to elaborate a turbojet of laboratory, mono corps and mono flux intends to go in for searching and which is composed with some following modules:

- Air entered; compresses (axial and centrifugal); combustor; turbine and tuner of ejection.

After carrying out a wise choice of materials, the different ways have been conceived; we found all size based on the technical given determined by the previous promotions. In a second stage of our research, we transformed this turbojet with the help off a free turbine; a speed reducer and propeller with a turbopropulsor intend to carry out the same function in the aim of making some different tests

SOMMAIRE

Pages

Introduction :

Chapitre I : Description générale du moteur GILKES GT-117

I-1 Banc d'essai GILKES GT-117.....	6
I-2 Designation.....	6
I-3 les principaux organes du moteur.....	6
I-3-1 L'entrée d'air.....	6
I-3-2 Compresseur.....	7
a) Compresseur axial.....	7
b) Compresseur centrifuge.....	9
I-3-3 Chambre de combustion.....	10
I-3-4 Turbine.....	10
I-3-5 Tuyère d'éjection.....	12
I-4 Nuances des éléments structuraux.....	12

Chapitre II : Etude constructive et fonctionnelle

II-1 Principe de fonctionnement du réacteur.....	14
II-2 Section et paramètres associés.....	14
II-2-1 Stations (1 – 10).....	14
II-2-2 Station (1 – 2) entrée d'air.....	15
II-2-3 Station (2 – 4) compresseur.....	16
II-2-3-1 Fonctionnement d'un compresseur.....	16
a) Station (2 – 3) compresseur axial.....	17
b) Station (3 – 4) compresseur centrifuge.....	18
II-2-3-2 Caractéristiques de fabrication.....	18
II-2-3 Station (4 – 5) chambre de combustion.....	21
a) Première phase.....	21
b) Deuxième phase.....	22
II-2-3-1 Fabrication de la chambre de combustion.....	22
II-2-4 Station (5 – 7) Turbine.....	23
II-2-4-1 La fabrication de la turbine.....	23
II-2-4-2 Le fonctionnement de la turbine.....	25
a) Le distributeur.....	25
b) La fabrication du distributeur.....	26
II-2-5 Station (7 – 10) canal d'éjection.....	26
II-2-5-1 Réalisation technologique.....	27

II-3	construction et fonctionnement du moteur.....	30
II-3-1	La pompe du carburant	33
a)	Description	33
b)	Désignation des éléments de la pompe.....	34
II-3-2	Le circuit de carburant.....	35
II-3-3	Le circuit de lubrification.....	40
II-4	Calcul thermodynamique du cycle thermique.....	42
II-4-1	Station (1 - 2) : l'entrée d'air.....	42
a)	à l'entrée (1)	42
b)	à la sortie (2).....	42
II-4-2	Station (2 - 4) : compresseur.....	42
II-4-3	Station (4 - 5) : chambre de combustion.....	44
II-4-4	Station (5 - 6) : La turbine.....	44
II-4-5	Station (6 - 7) : La tuyère.....	45

Chapitre III : Description générale du turbopropulseur

III-1	Généralités sur le turbopropulseur.....	46
III-1-1	Le turbopropulseur à turbine liées.....	47
III-1-2	Le turbopropulseur à turbine libre.....	48
III-1-3	Le turbopropulseur mixte.....	48
III-2	L'hélice	49
III-2-1	Définition générale.....	49
III-2-2	Etude fonctionnelle et constructive d'une hélice d'avion.....	50
III-2-3	Le rôle de l'hélice.....	52
III-2-4	Définition et caractéristique géométrique d'une hélice.....	52
III-3	Généralités sur le réducteur.....	56
III-3-1	Le but du réducteur.....	56
III-3-2	Rapport du réducteur.....	57
III-4	L'étude fonctionnelle du turbopropulseur.....	58

Conclusion générale

Bibliographie

Annexes

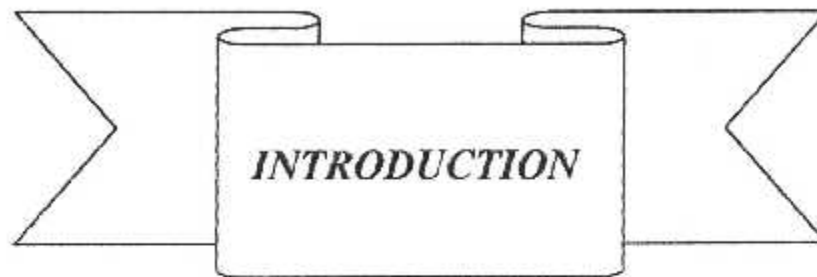
Liste des figures

N° figure	Titre	Page
Fig (I-1)	Dimensions de l'entrée d'air.....	07
Fig (I-2)	Dimensions des rotors de la partie axiale.....	07
Fig (I-3)	Caractéristiques des profils des rotors de la partie axiale.....	08
Fig (I-4)	Dimensions de la rouet de compresseur centrifuge.....	09
Fig (I-5)	Dimensions du distributeur du 1 ^{er} étage de la turbine.....	10
Fig (I-6)	Diamètre de la sortie de la tuyère	11
Fig (II-1)	Variation de la vitesse et de la pression dans un compresseur centrifuge.....	20
Fig (II-2)	Canal d'éjection.....	29
Fig (II-3)	Dessin en coupe du turboréacteur GILKES GT-117.....	31
Fig (II-3')	La pompe à engrenage.....	34
Fig (II-4)	Schéma de conception du circuit de carburant.....	36
Fig (II-5)	Circuit de lubrification.....	41
Fig (III-1)	Turbopropulseur à turbines liées.....	47
Fig (III-2)	Turbopropulseur à turbines libres.....	47
Fig (III-3)	Turbopropulseur mixte.....	48
Fig (III-4)	Hélice d'avion.....	50
Fig (III-5)	Section droit normale à l'axe de la pale, à distance r de l'axe de l'hélice.....	54
Fig (III-6)	Définition d'une hélice.....	55
Fig (III-7)	Dessin en coupe du turbopropulseur GILKES GT-117.....	61

Liste des tableaux

Tableau (I-1)	Nuances des éléments structuraux.....	12
---------------	---------------------------------------	----

Introduction



Dans le domaine d'aéronautique il y a différents types des moteurs, les plus utilisés sont les turboréacteurs et les turbopropulseurs.

Le turboréacteur est un moteur constitué d'une entrée d'air, un compresseur, une chambre de combustion, une turbine et une tuyère d'éjection.

Et le turbopropulseur est un turboréacteur avec une hélice, un réducteur qui interposé l'hélice et l'arbre de puissance, ce qui permet d'accroître le couple hélice et de réduire son régime de rotation.

L'étude de fonctionnement et la construction de chaque élément constituant un moteur aéronautique est nécessaire pour sa conception.

Notre travail consiste à élaborer un turboréacteur adaptable comme turbopropulseur avec la rédaction de l'invention, cette invention doit englober :

- Principe de construction du moteur avec les nouveaux éléments (réducteur + hélice).
- Principe de fonctionnement.

La conception sera appliquée ici à un moteur bien défini pour sa géométrie (GILKES GT-117).

Le travail sera présenté sous forme de :

Chapitre I :

Description générale du banc d'essais GILKES GT-117. Concernant ses composantes et leur géométrie :

- Entrée d'air ;
- Compresseur ;
- Chambre de combustion ;
- Turbine ;
- Tuyère d'éjection.

Chapitre II :

Description constructive et fonctionnelle du turboréacteur mono corps mono flux, c'est l'étude du rôle de chaque élément et leurs composantes matériaux qu'ils constituent avec l'étude de fonctionnement du turboréacteur et en donnant une certaine description concernant le circuit de carburant ainsi le circuit de lubrification.

Chapitre III :

Description générale du turbopropulseur prototype avec une définition de l'hélice et son buts d'utilisation sans oublier le rôle du réducteur, et l'étude constructive de prototype proposé.

CHAPITRE I

Description générale du banc d'essai GILKES GT-117

I-1 Banc d'essai GILKES GT – 117 : [I]

Le banc d'essai GT-117 est un réacteur mono corps mono flux de construction anglaise de la maison GILKES, dont le symbole « GT-117 ».

I-2 Désignation :

L'utilisation d'une pièce quelconque exige la connaissance de cette dernière soit ses différentes caractéristiques opérationnelles ou bien le fonctionnement de cette pièce et différents domaines d'utilisation.

GT : Turbine a gaz.

117 : Classe ou famille ayant approximativement les mêmes dimensions.

I-3 Les principaux organes du moteur :

Dans sa formule la plus simple, le réacteur comprend :

- Un compresseur aspirant l'air extérieur en amont.
- Une chambre de combustion dans laquelle l'air comprimé est brûlé avec un apport de carburant.
- Une turbine qui est mue par les gaz de combustion poursuivent leur détente à la sortie d la turbine en produisant la poussée.

Le principe de fonctionnement d'un réacteur se caractérise par le fait que, tout au long du cycle, le fluide de travail est l'objet de transformation de vitesse en pression et inversement.

I-3-1 L'entrée d'air :

C'est une conduite de section variable calculée de telle sorte que l'énergie cinétique de l'air incident se transforme en énergie de pression. La forme

donner à cette conduite diffère selon que la vitesse de vol est inférieure ou supérieure à la vitesse du son.

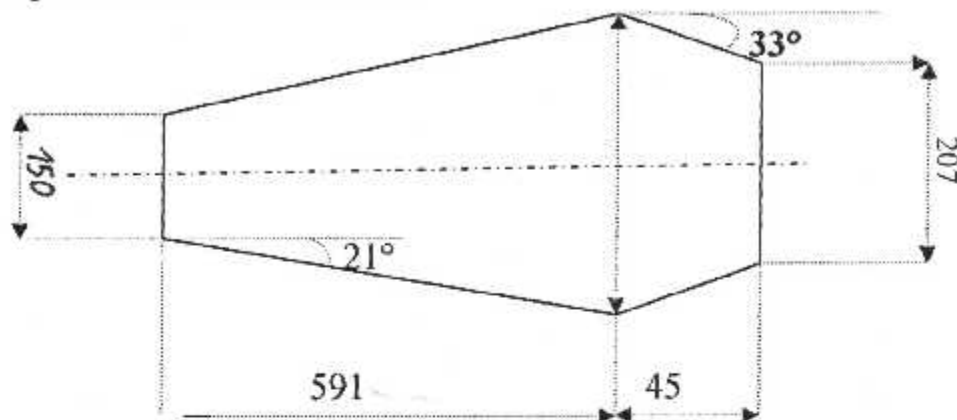


Figure (I-1) Dimension de l'entrée

I-2-2 Compresseur :

La station compresseur du GT-117 est constituée de deux étages axiaux et d'un compresseur centrifuge.

a) Compresseur axial :

Il se compose de deux étages, dont chacun d'eux est constitué de deux grilles d'aubes montées perpendiculairement à la périphérie d'une roue. Ces grilles sont alternativement fixes et mobiles et se font face l'une à l'autre (figl-2). Les grilles fixes sont montées sur le stator et les grilles mobiles sur le rotor.

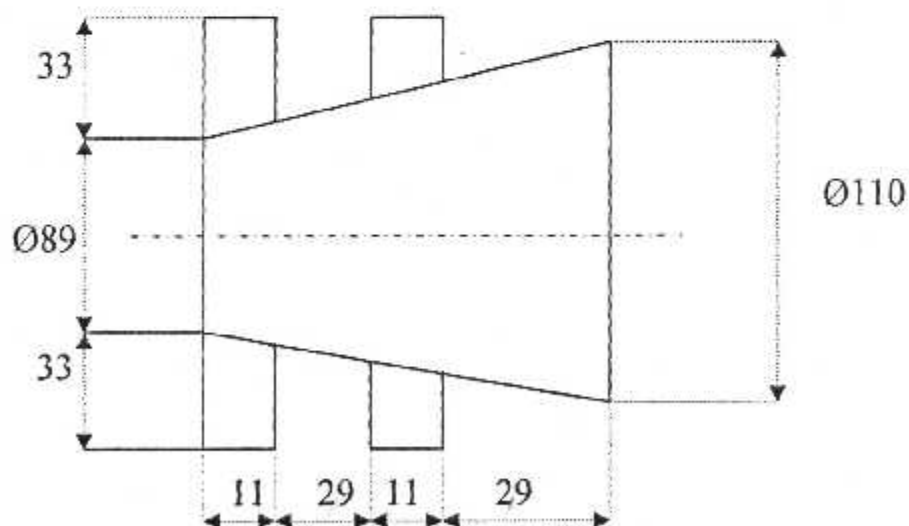


Fig (I-2) Dimension des rotors de la partie axiale

1^{ère} Etage :

- Rotor : nombre d'aubes = 25
- Stator : nombre d'aubes = 32

2^{ème} Etage :

- Rotor : nombre d'aubes = 25.
- Stator : nombre d'aubes = 29.

Remarque :

Toutes les dimensions inscrites sur les schémas sont en millimètres.

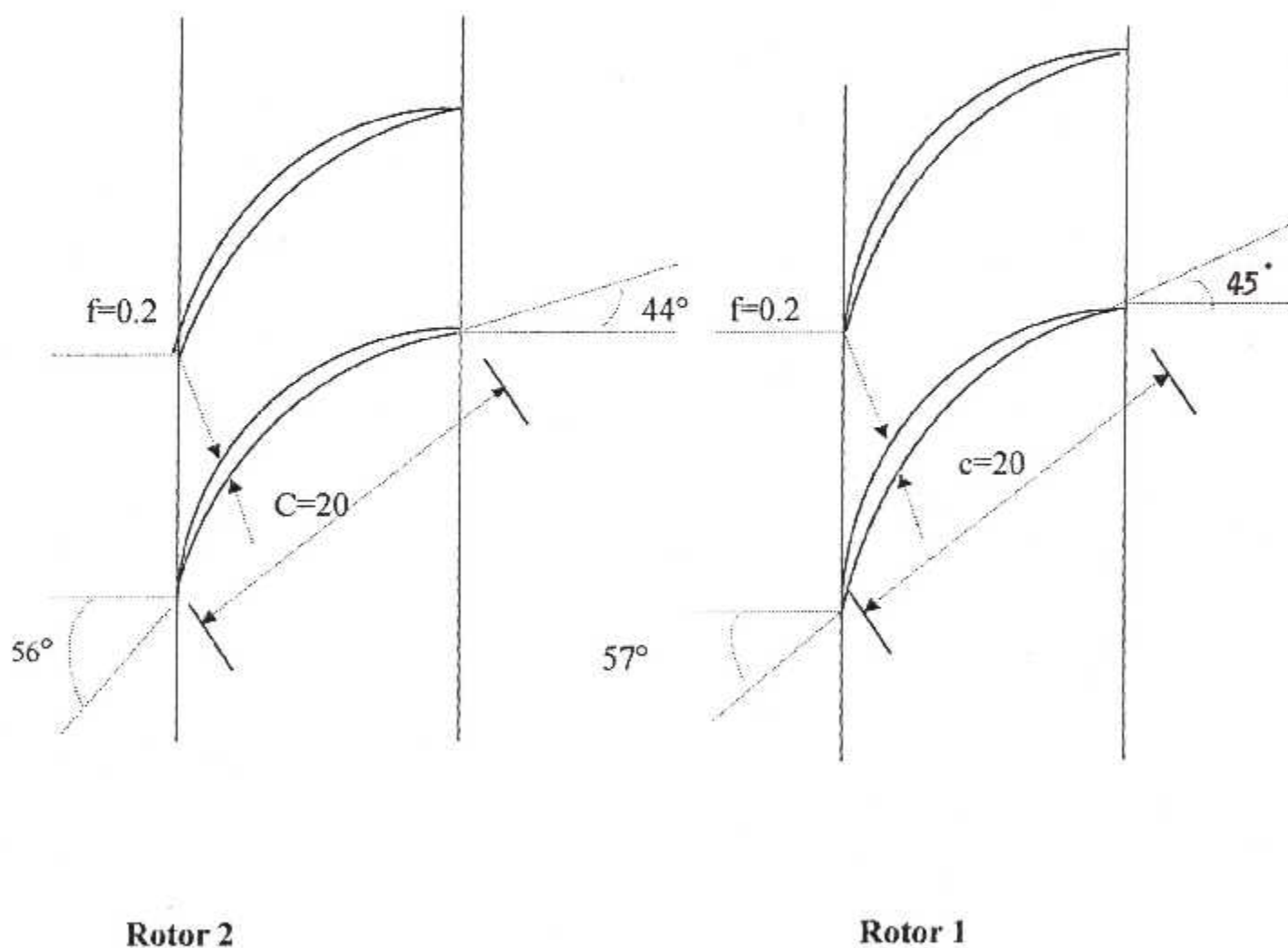


Fig (I-3) caractéristiques des profils des rotors de la partie axiale

b) Compresseur centrifuge :

Il se compose d'un disque en rotation sur des faces où sont montées des plaques qui canalisent l'air vers la périphérie. Autour du disque se trouve une grille fixe, qui comme dans un étage de compresseur axial, transforme en pression une partie de la vitesse absolue à la périphérie du disque.

Du fait de l'effet centrifuge, un compresseur centrifuge conduit à un rapport de pression plus grand qu'un étage de compresseur axial. Cependant, la possibilité de monter en série deux étages axiaux permet de multiplier considérablement le rapport de pression unitaire.

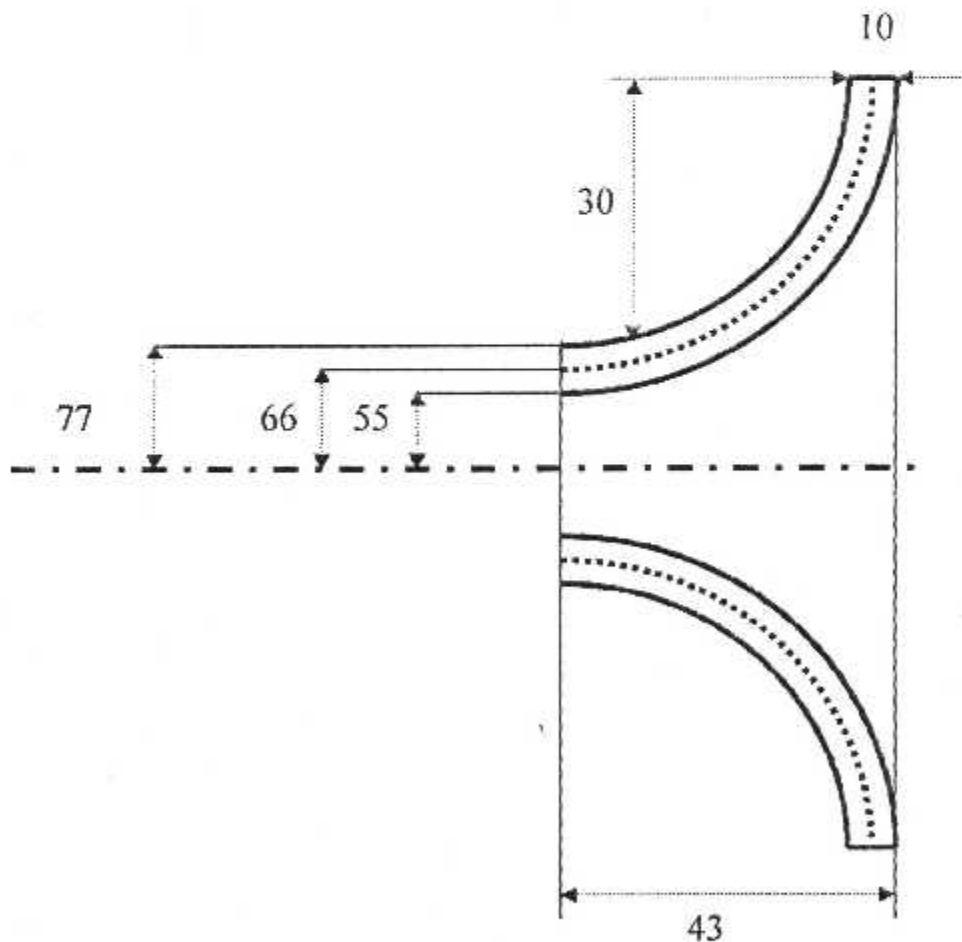


Fig (I-4) Dimensions de la rouet du compresseur centrifuge

I-3-3 Chambre de combustion :

Chambre de combustion de type S (flux inversé)

Nombre des injecteurs = 09

I-3-4 Turbine :

La turbine du GT-117 est constituée de deux étages axiaux, qui sont pratiquement les seuls employés, avec pour but de transformer la pression des gaz en vitesse avec la production d'énergie.

L'étage de la turbine comprend deux composantes essentielles :

- Distributeur (stator).
- Rotor.

1^{ère} Etage : - Stator : nombre d'aubes : 30
 - Rotor : nombre d'aubes : 31

2^{ème} Etage : - Stator : nombre d'aubes : 22
 - Rotor : nombre d'aubes : 31

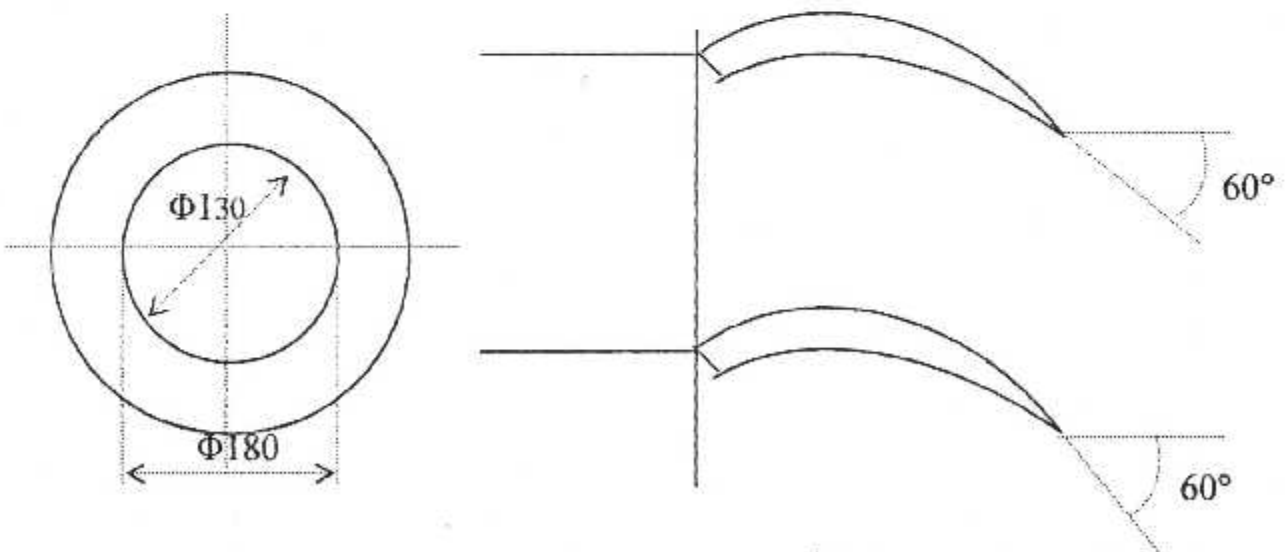


Fig (I-5) Dimension du distributeur du 1^{ère} étage de la turbine

Les éléments essentiels qui caractérisent la distributeur du 1^{ère} étage de la turbine sont : le rayon extérieur, le rayon intérieur et l'angle du profil.

I-3-5 Tuyère d'éjection :

Elle a pour rôle d'accélérer les gaz de combustion issus de la turbine jusqu'à ce que la pression statique dans le jet soit égale à la pression atmosphérique externe.

Le type le plus simple consiste en un tronc de cône convergent ; le paramètre régissant le fonctionnement des tuyères est le rapport de la pression des gaz de combustion à la sortie de turbine à la pression dans le plan de sortie de la tuyère.

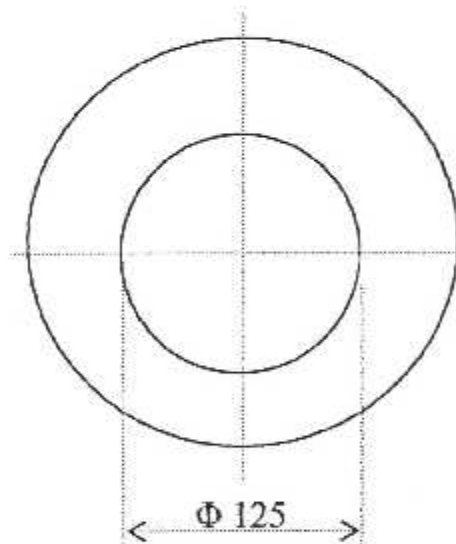


Fig (I-6) Diamètre de sortie de la tuyère

I-4 Nuances des éléments structuraux :

D'après une analyse des nuances des différents alliages des métaux, effectué à la base logistique de Beni Merad, on peut déduire les caractéristiques mécaniques des différentes pièces et leurs applications :

Tableau (1-1) :

Nuance	Composition	Traitement Thermique	Caractéristiques mécaniques		Applications
			KCU j/cm ²	Limite d'élasticité à 0,2% Allongement %	
1	2	3	4	5	
Acier pour turbine à vapeur					
56 A 28 CDV 5	C 0,28 Cr 1,50 Mo 0,70 V 0,30	Etat recuit. Dureté brinell 170. Trempe huile 1000° revenue 710°	100 17 800 950		Boulonneries à chaud. Pièce de turbine.
56 T.G 20 CDV 6	C 0,20 Cr 1,50 Mo 0,60 V 0,20	Etat recuit. Dureté brunell 170. Trempe huile ou eau. Suivant dimension à 980°	150 19 800 900		Boulonneries à chaud. Pièce de turbine. Industrie aéronautique.
56 T 5 Z 20 CDNb 11	C 0,20 Cr 11,00 Mo 0,70 Nb 0,40 V 0,30	Trempe huile ou air à 1125° Revenu 675/700°	- 12 800 1000		Industrie aéro Boulonneries à chaud Rotors et aubages de turbine à gaz.

Suite du tableau (I-1)

1	2	3	4	5
X 17 T Z10 CNW 17	C 0,20 Cr 11,00 Ni 0,70 W 0,40 Ti 0,30	Tempe eau à 1125.	250 50 270 600	Boulonneries à chaud. Ailettes et rotors de turbines.
X 20 T Z 30 CNWS 22 10	C 0,25 Cr 22,00 Ni 10,00 W 2,10 S 1,20	Tempe huile ou eau à 1100°.	100 40 320 750	Tubes de compresseurs. Peut être utilisé jusqu'à 750°.
X 203 Z 30 CNKDW 20	C 0,12 Cr 20,00 Ni 20,00 Co 20,00 Mo 3,50 W 3,00 Nb 1,00	Tempe huile ou eau à 1100°.	- 45 400 850	Boulonneries à température. Tuyères d'éjection.
Aciers inoxydables martensitiques				
A.P.X Z 15 CN 17 03	C 0,16 Cr 17,00 Ni 2,00	Etat recuit. Dureté brinell 250. Trempe huile 1100° Revenue 630°	40 15 750 1000	Industrie aéronautique. Pièces soumises à la corrosion.
X 13 T 5 Z 55 C 14	C 0,16 Cr 14,00 Ni 0,40	Etat recuit. Dureté brinell 225. Trempe huile 1100°. Revenue 550°	Dureté Vickers 500	Boulonneries à chaud. Pièces de turbines.

CHAPITRE II

Etude constructive et fonctionnelle

II- 1 Principe de fonctionnement du réacteur :[II]

Le réacteur mono corps mono flux est constitué d'entrée d'air et d'un compresseur entraîné par une turbine, et une chambre de combustion. Pratiquement tout le débit absorbé par le compresseur traverse la chambre de combustion.

En réalité une faible partie de cet air peut-être prélevé à la sortie du compresseur pour refroidir les disques et les turbines et être réintroduite aux différents niveaux en aval de la chambre de combustion.

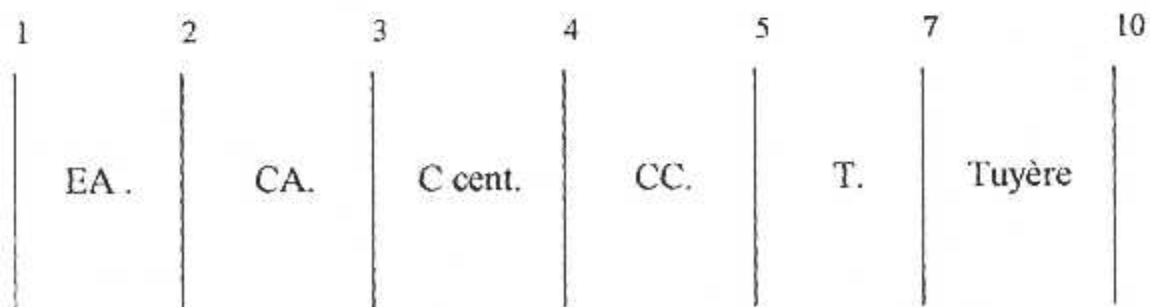
Cette étude de moteur est la plus simple qu'on puisse imaginer elle présente de plus l'avantage d'offrir une forte poussé spécifique , ce qui explique son utilisation principalement militaire dans laquelle la poussée rapporté au maître couple et rusticité .

× II-2 Section et paramètres associés :

Afin de faciliter notre étude, nous allons découper le turbo réacteur en plusieurs tronçons délimités de part et d'autre par des sections numérotées.

On fait la même chose pour le GILKES GT-117 comme suite :

II-2-1 Stations (1 – 10) :



II-2-2 Station (1 - 2) l'entrée d'air :

Les caractéristiques d'entrée d'air ont une influence considérable sur les performances globales du réacteur.

La mise au point de la manche d'entrée d'air est d'autant plus délicate que l'avion est rapide. Un moteur ne peut fournir sa poussée maximale que si l'entrée d'air lui amène la quantité d'air requise à la pression maximale.

Que ce soit au point fixe ou en vol à un nombre de mach élevé, l'entrée d'air doit fournir un bon rendement à toutes les altitudes et dans toutes les assiettes possibles. Cet objectif est particulièrement difficile à atteindre puisque le débit d'air nécessaire au bon fonctionnement d'un réacteur est environ dix fois supérieur à celui d'un moteur à piston de taille équivalent.

Le canal d'entrée d'air devait être, autant que possible sous détour et sa surface interne parfaitement lisse. Sa forme doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite soit la plus mince possible. Rappelons que la couche limite est la couche d'air ralenti comprise entre la surface d'un corps et la limite de l'écoulement non ralenti. Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air.

En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permette une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur. Un champ de pression non homogène à l'entrée du compresseur peut provoquer le phénomène de pompage.

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air.

II-2-3 Station (2 - 4) le compresseur :

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé. Ainsi, le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un réacteur puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement.

Un compresseur a un bon rendement, s'il produit un fort accroissement de pression avec une faible élévation de température.

Connaissant ce rendement, le motoriste peut déterminer d'une part quelle est la puissance nécessaire pour obtenir l'augmentation de pression désirée d'un débit d'air donné, et d'autre part quelles sont les variations de température qu'il est possible d'obtenir dans la chambre de combustion.

Les compresseurs actuels ont des rapports de compression qui se situent aux environs de 15, des rendements qui approchent les 90% et des débits qui peuvent atteindre 160 kg/s. Avec une soufflante les rapports de compression peuvent aller jusqu'à 25 et les débits massiques d'air dépasser les 450 kg/s.

II-2-3-1 Fonctionnement d'un compresseur :

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

- le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air.
- le stator transforme cette énergie cinétique en énergie de pression.

En fait, comme nous allons le voir, ces deux fonctions ne sont pas aussi nettement différenciées et en pratique :

- le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et commence à transformer cette énergie en énergie de pression,

- le stator continue de transformer en énergie de pression l'énergie cinétique restante à la sortie du rotor.

D'après le chapitre-1- il faut étudier les deux types du compresseur :

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

Un compresseur axial est constitué des éléments suivants :

- 1- Un rotor formé par un empilage de disques à la périphérie des quels sont fixées des ailettes appelées aussi aubes ; deux disques consécutifs sont séparés par une virole.
- 2- Un stator, formant le carter du compresseur, à l'intérieur duquel sont implantés des anneaux des aubes.

Chaque disque du rotor équipé de ces aubes forme une grille d'aubes rotor et chaque anneaux du stator avec ses ailettes constitue une grille d'aubes stator.

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

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

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

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

Lorsque le rouet tourne à haute vitesse, l'air est attiré en son centre. La force centrifuge imprime une forte accélération à cet air qui se déplace radialement en direction de la périphérie ou il est éjecté à haute vitesse, c'est-à-dire avec une énergie cinétique élevée, l'augmentation de pression provient de la transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression (figII-1)

II-2-3-2 Caractéristiques de fabrication :

Les compresseurs centrifuges sont habituellement fabriqués en aluminium forgé à chaud, bien que certains petits moteurs aient des compresseurs obtenus par fonderie. Dans la plupart des cas la partie avant du rouet, dont le rôle est de stabiliser et diriger l'écoulement pour réduire la violence de l'impact est fabriqué séparément pour être ensuite fixée sur le rouet lui-même par soudage ou boulonnage. Le jeu entre le rouet et son carter doit être réduit au minimum pour obtenir le rendement maximal du compresseur. Les ajusteurs vérifient ce jeu à l'aide d'un calibre à lames ou d'un outil spécial conçu par le motoriste.

On équilibre le rouet en ôtant du métal à certains endroits précis du compresseur ou en plaçant des masses d'équilibrage dans des trous prévus à cet effet dans le moyeu du compresseur. Sur les moteurs dont le compresseur et la turbine sont équilibrés lors d'une seule opération, on utilise des boulons et des écrous spéciaux ayant des masses légèrement différentes. Les paliers

du rouet peuvent être équipés de roulements à billes ou de roulements à galets, mais la plupart des motoristes installent au moins un roulement à billes pour supporter à la fois les efforts radiaux et les efforts axiaux.

Les compresseurs axiaux sont constitués de plusieurs métaux différents dont le choix dépend des contraintes mécaniques et thermiques aux quelles ils sont soumis.

Le rotor est constitué d'un empilage de disques consécutifs sont séparés par une virole qui assure l'étanchéité entre les aubes du stator et le rotor. Le disque amont supporte généralement l'arbre qui pivote dans le carter d'entrée d'air par l'intermédiaire du roulement avant. Le disque arrière reçoit le roulement arrière qui se centre dans le carter de la chambre de combustion. L'intérieur du cône du rotor est parcouru par des canaux de circulation d'air.

Les aubes du rotor sont habituellement usinées à partir d'ébauches d'acier inoxydable forgé, bien que certaines aubes des étages avant puissent être en titane. Les autres composantes sont usinées à partir de pièces brutes forgées en acier à faible teneur en carbone. Le jeu entre les aubes mobiles et le carter du stator doit être réduit au minimum de façon à garantir la plus grande étanchéité possible. Certains motoristes comptent sur l'usure pour que l'ajustement se fasse entre l'aube mobile et le carter du compresseur.

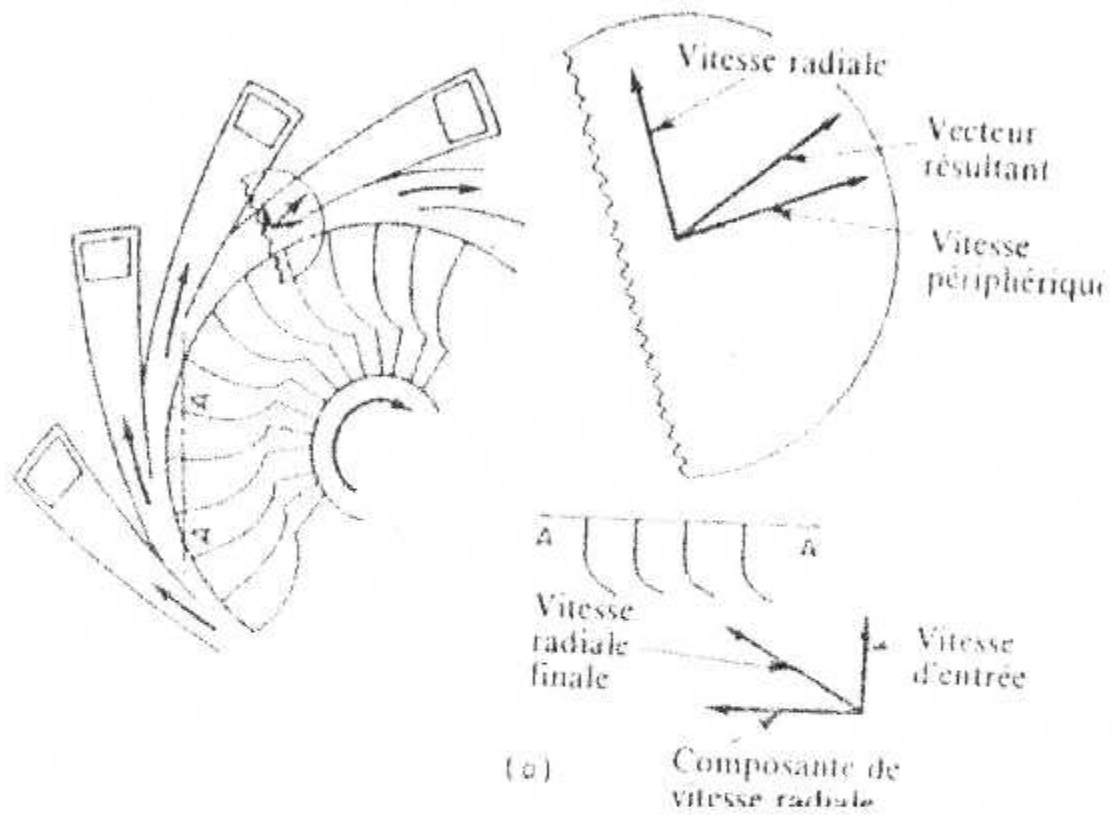


Fig (II-1) Variations de la vitesse et de la pression dans un compresseur centrifuge

II-2-3 Station (4 - 5) la chambre de combustion :

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion (enceinte ouverte) où est injecté du combustible liquide finement pulvérisé sous pression. Lorsque le régime moteur est maintenu constant, le taux de compression ne varie pas, l'alimentation en air de la chambre de combustion.

Donc sous pression constante, le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur ; ce mélange est enflammé pour le démarrage, la combustion doit ensuite s'auto entretenir. La combustion est d'une importance primordiale lors qu'elle s'effectue d'une façon parfaite dans un délai très court (débit important) et que l'échange de température transmis à la masse d'air doit être le plus uniforme possible.

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

a) Première phase :

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

b) Deuxième phase :

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

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

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

II-2-3-1 Fabrication de la chambre de combustion :

Pour réaliser les Chambres de combustion, les motoristes utilisent habituellement de l'acier inoxydable dans des alliages à forte teneur en nickel et en chrome parce que ces matériaux résistent bien à l'oxydation et la corrosion.

II-2-4 Station (5 - 7) la turbine :

La turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur, les accessoires et dans le cas du turbopropulseur, l'hélice en prélevant sur les gaz de combustion à très forte température une partie de leur énergie cinétique et de pression.

Dans un turboréacteur classique, le compresseur absorbe environ 75% de la puissance produite intérieurement. Ce qui reste sert à produire la poussée nécessaire pour fournir la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur, la turbine d'un gros turboréacteur doit développer dans certains cas plus de 50000 ch. Une aube de turbine peut prélever jusqu'à 250 ch. du flux de gaz en mouvement. C'est l'équivalent de la puissance produit par un moteur 8 cylindres d'automobile. Tout cela s'effectue dans un espace plus petit que celui qu'occupe un moteur d'automobile moyen.

II-2-4-1 La fabrication de la turbine :

La roue de turbine est une pièce du moteur soumise à des contraintes extrêmes. En plus d'être soumise à des température pouvant atteindre les 900°C, elle subit de très fortes contraintes mécaniques dues aux forces centrifuges ; les vitesses de rotation varient entre 40000 tr/min, pour les petits moteurs, et 8000 tr/min , pour les gros . Le régime du moteur et la température d'entrée de la turbine doivent donc être contrôlés avec précision pour maintenir les paramètres d'utilisation à l'intérieur des limites établies.

Une roue de turbine comprend un disque et des aubes. Le disque, une pièce équilibrée statiquement et dynamiquement est fabriquée d'aciers spéciaux contenant des pourcentages élevés de chrome, de nickel et de cobalt. Formé

par forgeage, le disque est ensuite usiné avec précision, puis inspecté à l'aide des rayons X, des poudres magnétiques ou d'autres méthodes de détection permettant de vérifier son intégrité structurale. Les aubes sont maintenues sur les disques par une fixation en sapin qui permet des différences d'allure de dilatation entre le disque et l'aube tout en maintenant fermement l'aube en place, peu importent les efforts centrifuges. L'aube est maintenue en place dans le sens axial par des rivets, une plaque frein ou un autre étage de turbine.

Dans certaines turbines, les aubes sont reliées entre elles à leur extrémité par une enveloppe périphérique, alors que dans d'autres, les extrémités sont libres. L'enveloppe sert à empêcher les pertes aux extrémités et à réduire les vibrations ; elle diminue aussi les torsions qui, lorsque les contraintes sont élevées, tendent à réduire le pas géométrique des aubes. L'avantage aérodynamique de l'enveloppe est de permettre l'utilisation d'aubes à profil mince ; les pertes aux extrémités peuvent être réduites au moyen d'un joint labyrinthe ou en lame de couteau. L'enveloppe ajoute toutefois aux extrémités une masse supplémentaire qui impose une utilisation dans des conditions de température et de régime moins élevées. Si la grille d'aubes rotor n'a pas d'enveloppe, les extrémités, qu'elles soient coupées droites ou évidées, ont des bords tranchant comme des lames de couteau pour que le jeu entre les extrémités et le carter de turbine s'établisse rapidement de lui-même par usure des parties mobiles sur la partie fixe. Cet ajustement par abrasion a pour effet d'augmenter le rendement de la turbine.

Les aubes sont en acier forgé ; elles sont soumises à des opérations d'usinage extrêmement précises et à des inspections rigoureuses avant d'être approuvées. De nombreux motoristes apposent sur chaque aube un poinçon indiquant la masse afin que l'équilibrage soit maintenu lors du remplacement d'une aube.

La température des aubages est maintenue dans les limites prescrites si de l'air relativement froid, prélevé sur le compresseur, circule autour de la

turbine. De cette façon, le disque et les aubages sont refroidis par convection. Cette méthode de refroidissement peut s'avérer moins efficace lors des vols à des nombres de Mach élevés puisque, dans ce cas les températures d'entrée et de sortie du compresseur sont particulièrement élevées.

II-2-4-2 Le fonctionnement de la turbine :

a) Le distributeur :

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

La conception technique des aubes distributrices est particulièrement délicate. Si les passages entre les aubes sont trop petits, l'écoulement à travers le moteur est restreint, ce qui augmente la pression de sortie du compresseur et tend à provoquer le pompage. La situation est particulièrement critique pendant les accélérations, lorsqu'un phénomène sonique appelé amorçage risque de se produire. De nombreux moteurs sont conçus pour fonctionner correctement même si l'écoulement à travers le distributeur est amorcé. Les

passages étroits réduisent aussi les accélérations puisque le compresseur subit une contre-pression élevée . L'augmentation de l'espace entre les aubes distributrices améliore les accélérations et atténue les risques de pompage, mais augmente aussi la consommation spécifiques. Les distributeurs sont calibrés à l'usine, lors de la fabrication ou au cours des révisions, de façon que la vitesse du son. Pour accomplir correctement leur deuxième rôle, celui de dévier les gaz pour qu'ils attaquent les aubes de la roue dans le bon angle, les aubes distributrices doivent être calées à un certain angle par rapport à l'axe du moteur. Idéalement, cet angle devrait varier en fonction du régime du moteur et de la vitesse des gaz ; en pratique, les aubes distributrices sont fixes.

b) La fabrication du distributeur :

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

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

II-2-5 Station (7 - 10) canal d'éjection :

Dans le Canal d'éjection, l'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques ou supersoniques. La pression des gaz n'y est pas extrêmement élevée en valeur absolue, mais elle l'est en valeur relative si on la compare à celle que l'on mesure à la sortie de la tuyère. Dans un turboréacteur, l'objectif est de convertir le maximum d'énergie de pression en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produit.

Lorsque la dilatation des gaz s'effectue presque entièrement dans la turbine, comme c'est le cas dans un turbopropulseur, le canal d'éjection ne fait qu'amener l'écoulement gazeux vers l'arrière avec la plus faible perte d'énergie possible. Toutefois, si les gaz sortant de la turbine doivent s'opposer à une contre-pression importante, la tuyère d'échappement doit convertir l'énergie de pression restante en écoulement à haute vitesse. Ainsi que nous l'avons dit précédemment, le canal d'éjection sert aussi à réduire les tourbillons présents dans les gaz lorsqu'ils quittent la turbine de façon à produire la plus grande composante de force axiale possible (fig II-2).

II-2-5-1 Réalisation technologique :

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

rupture d'un thermocouple. De toute façon, la température des gaz éjectés donne une indication de la température à l'entrée de la turbine puisque la chute de température à travers la turbine a une valeur connue. Ainsi, la température d'entrée est indirectement mesurée à l'aide de la température de sortie.

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

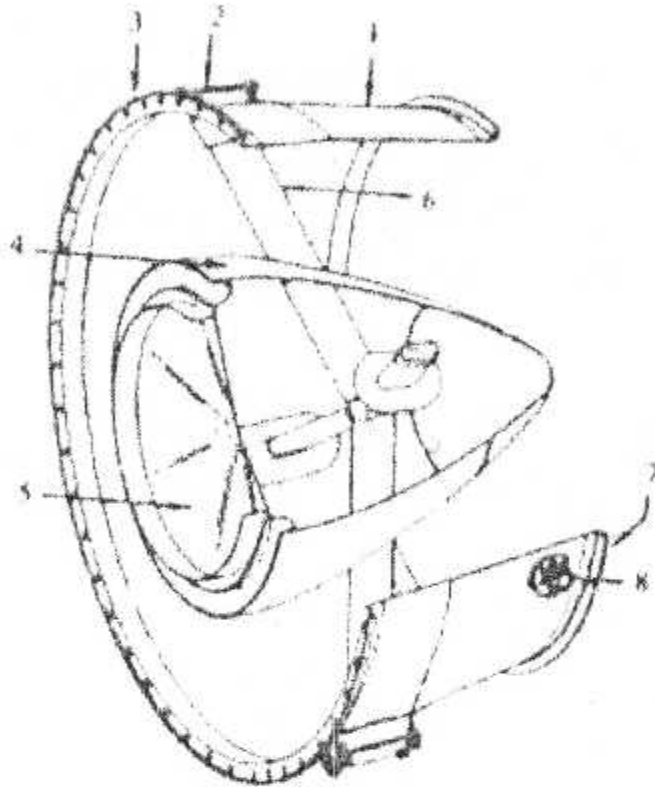


Fig (II-2) canal d'éjection

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

11-3 construction et fonctionnement du moteur : [Fig II-3]

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

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

En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permet une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur à double étage (II) (voir annexe 04) monté sur l'arbre principal (5) par des cannelures (voir annexe 01). Ce compresseur axial est constitué de plusieurs métaux différents dont le choix dépend des contraintes mécaniques et thermiques auxquelles ils sont soumis. Il est composé de deux étages, dont chacun d'eux constitué de deux grilles d'aubes montées perpendiculairement à la périphérie d'une roue. Ces grilles sont alternativement fixes et mobiles et se font face l'une à l'autre. dont le premier étage (6) est constitué d'un rotor (7) aux nombres d'aubes est de vingt cinq et qui sont usinées à partir d'ébauche d'acier inoxydable forgé, bien que certaines aubes de l'étage puissent être en titane et d'un stator (8) de trente deux aubes. Le jeu entre les aubes mobiles et de carter de stator doit être réduit au minimum de façon à garantir la plus grande étanchéité possible, en plus, on a pris compte de l'usure pour que l'ajustement soit assuré entre l'aube mobile et le carter du compresseur. Et le deuxième étage est de vingt cinq aubes au rotor (9) et le stator (10) de vingt-neuf. Ce compresseur est

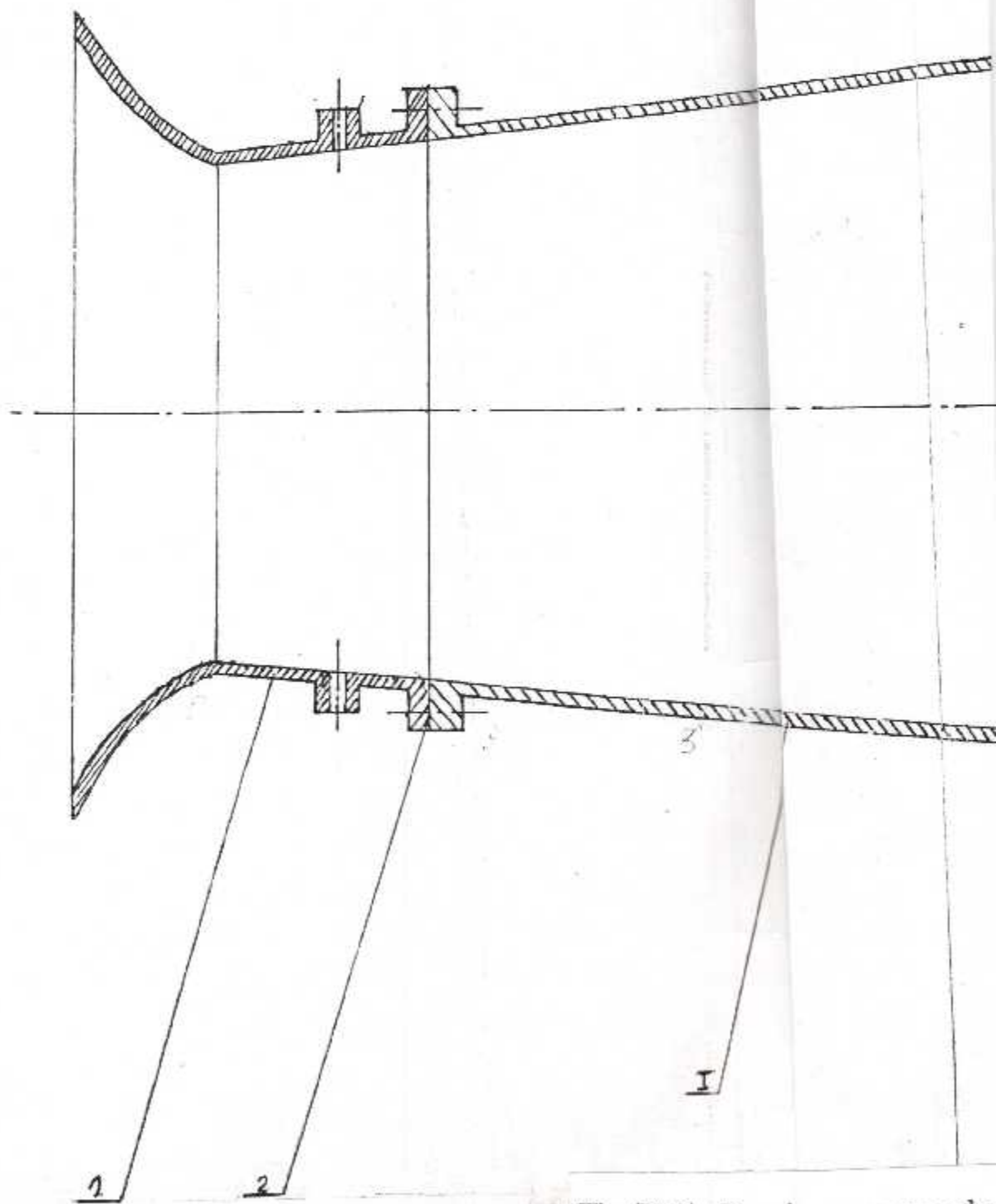
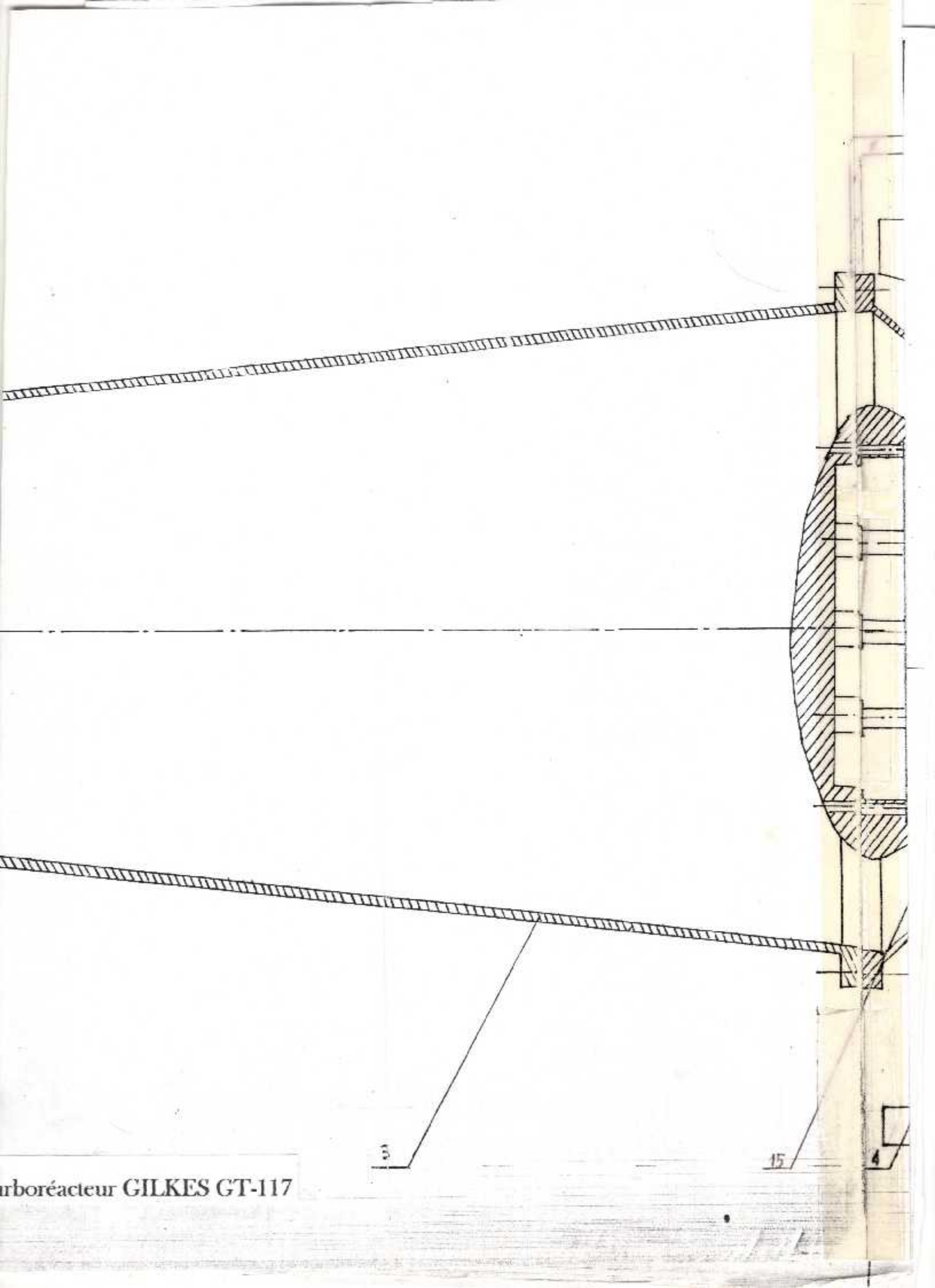
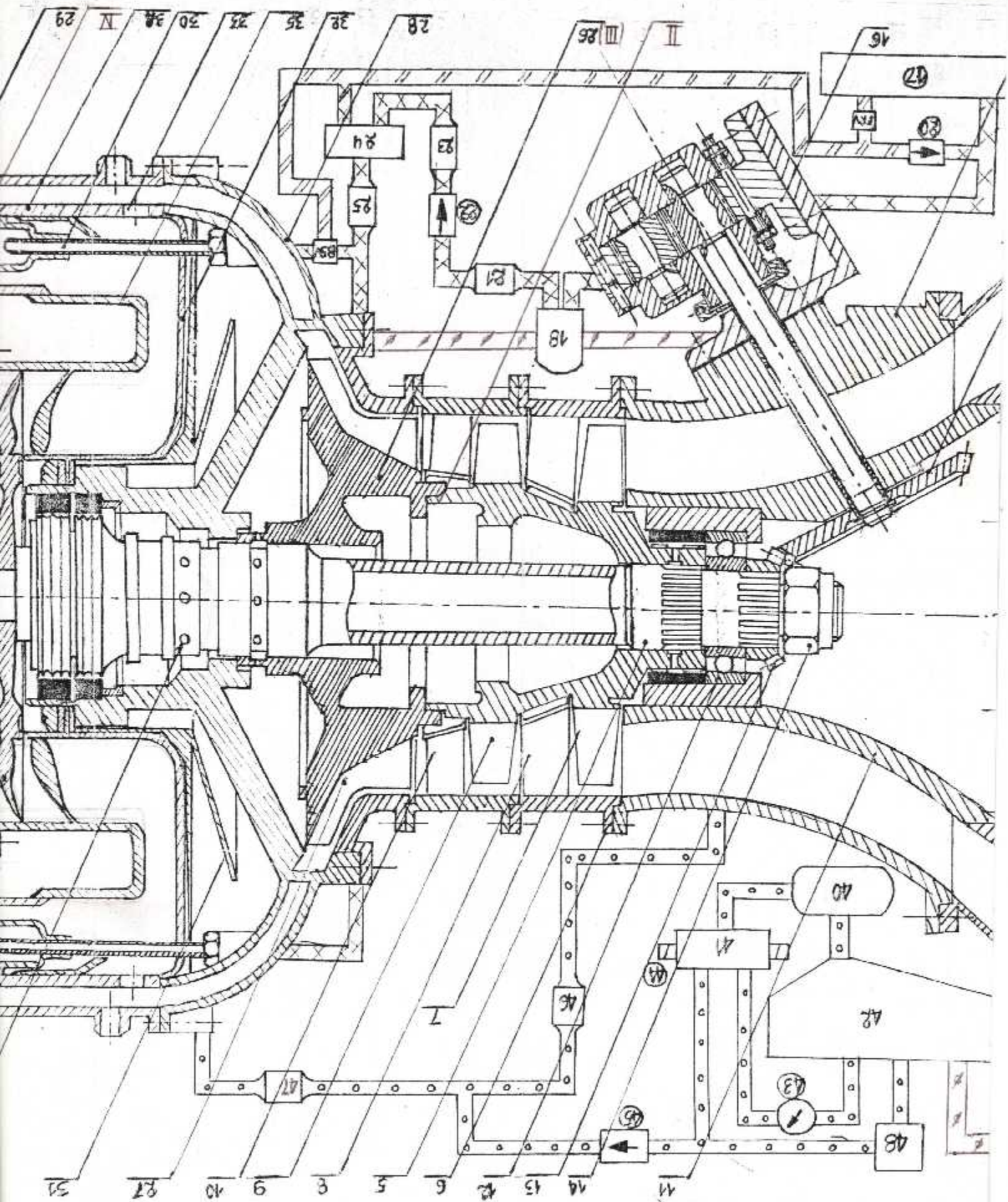
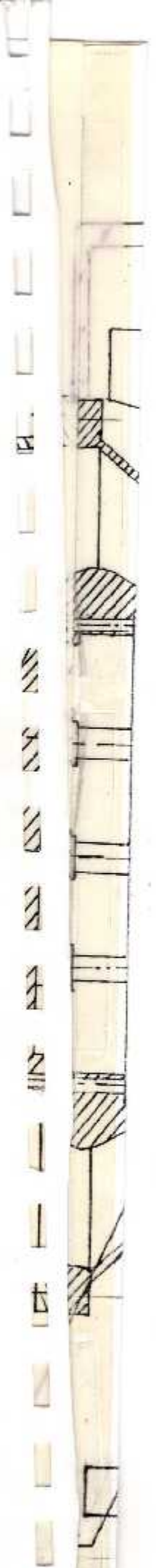
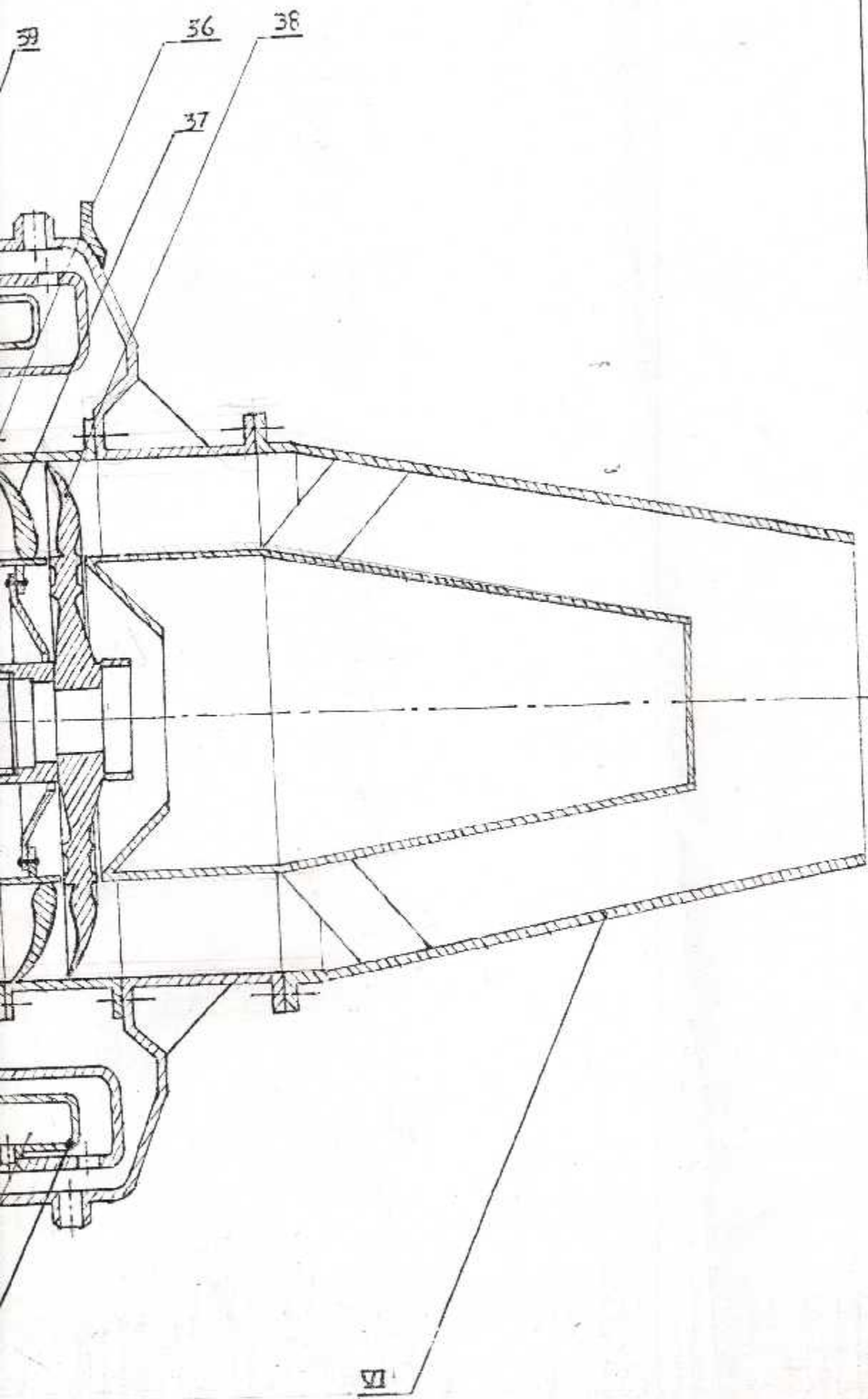


Fig (II-3) Dessin en coupe du



Motoréacteur GILKES GT-117





25	1	Le filtre des injecteurs		
24	1	La valve de sécurité		
23	1	Transmetteur d'écoulement		
22	1	Clapet anti-retour		
21	1	Un filtre de lavage		
20	1	Clapet anti-retour		
19	1	Manomètre		
18	1	L'échangeur de chaleur		
17	1	Bac du carburant		
16	1	La pompe à carburant		
15	1	Roue dentée conique		
14	1	Un écrou		
13	1	Un pignon conique		
12	1	Palier avant (roulement à bille)		
11	1	Carter intérieur		
10	1	Stator du 2ème étage		
9	1	Rotor du 2ème étage		
8	1	Stator du 1 ^{er} étage		
7	1	Rotor du 1 ^{er} étage		
6	2	étage du compresseur		
5	1	L'arbre principal		
11	1	Compresseur axial		
4	1	Le corps		
3	1	Une conduite conique		
2		Vis de fixation		
1	1	Le canal d'entrée		
1	1	Entrée d'air		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS.
Université de blida - Institut d'Aéronautique				
Echelle : 1/2		DESIGNATION DU TURBOREACTEUR	3 ^{ème} Année PROPULSION	
Dessin N° : 01			ZAIDOUR - DEHARIB Le 30 09 2004	

48	1	Soupape de sûreté		
47	1	Filtre		
46	1	Filtre		
45	1	Clapet anti-retour		
44	2	Electo-aimant		
43	1	manomètre		
42	1	Bac d'huile		
41	1	Tiroir de distribution		
40	1	Pompe à engrenage		
39		Des trous de lubrification		
VI	1	Le canal d'éjection		
38	1	Rotor 2ème étage		
37	1	Stator 2ème étage		
36	1	Rotor du 1 ^{er} étage		
35	1	Le distributeur		
34	1	Tube à flamme		
33		Les orifices		
V	1	La turbine		
32	1	Le carter de la chambre de combustion		
31	1	Cloison thermique		
30	9	L'injecteur		
29	9	Enceinte ouverte		
IV	1	Chambre de combustion		
28	1	Diffuseur (stator)		
27		Plaques (aubes)		
26	1	Rouet (rotor)		
III	1	compresseur centrifuge		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS.
Université de blida - Institut d'Aéronautique				
Echelle : 1/2		DESIGNATION DU TURBOREACTEUR	3 ^{ème} Année PROPULSION	
Dessin N° : 01			ZAIDOUR - DEHARIB Le 30 09 2004	

coincé à sa gauche à l'aide d'un épaulement du corps (11) qui a une configuration conique, qui sert à l'écoulement de l'air dans des meilleures conditions avec le corps du moteur (4). Le disque supporte généralement l'arbre principal qui pivote dans le carter d'entrée d'air par l'intermédiaire du palier avant (12) (roulement à bille) sur le bout cannelé. A son extrémité, on a fixé un pignon conique (13) avec l'arbre principal (5) par des cannelures à l'aide d'un écrou (14). Ce pignon transmet le mouvement à une roue dentée conique (15). La roue est fixée à la partie inférieure du carter (11), en liaison à l'arbre tournant de la pompe à engrenage (16) du carburant. Cette pompe alimente le circuit en kérosène. Elle permet d'atteindre une pression de 200 bars, avec un débit de 90 l/min. Elle tourne à 6000 t/min et son rendement est de 0,7.

II-3-1 La pompe à carburant :

a) Description : [Fig II-3']

La destination de la pompe à engrenages des liquides. L'organe principale de travail principal sont deux roues dentées (p4) et (p5) qui amorcent de l'engrènement le liquide pompé.

Le pignon (p5) est assemblé par un manchon avec le moteur qui lui donne un mouvement rotatif. Le liquide pompé passe dans la pompe de gauche (vue de dessus) et sortent à travers le trou de droite. Les couvercles (p2) et (p3) sont assemblés par six goujons (p9) et les écrous (p10) et les goupilles de positions avec le corps (p1).

Près de l'entrée du corps et du pignon il y a une étanchéité qui empêche l'infiltration de liquide par le jeu entre l'arbre (p5) et le tampon de boîte à bourrage (p8). L'étanchéité est assurée par une garniture de presse-étoupe qui se compose de trois bagues en asbeste imbibés de graisse.

La bague est serrée par le tampon de boîte à bourrage (p7) et l'écrou p6 sur la surface de l'arbre.

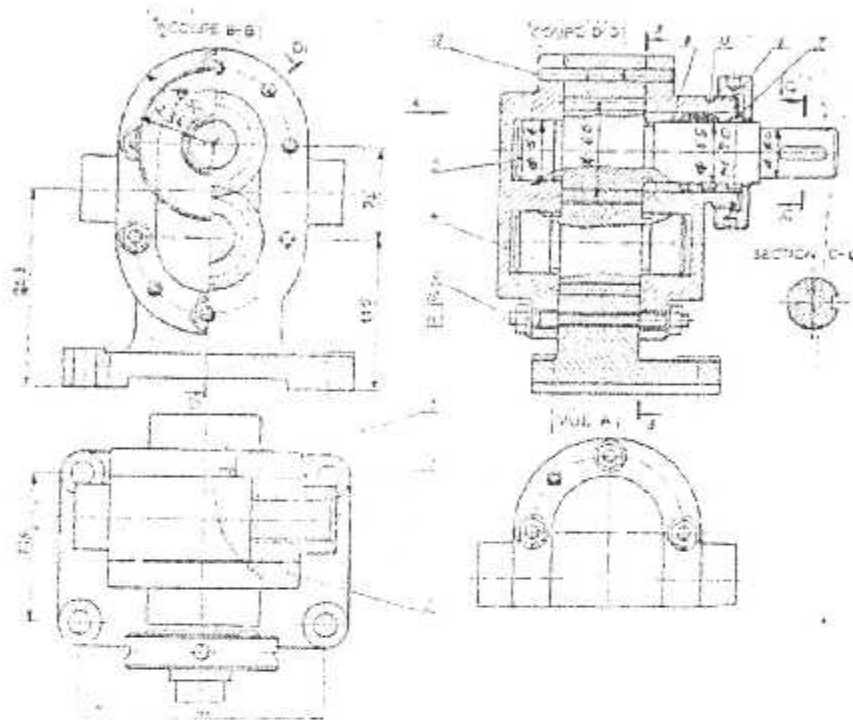


Fig (II-3') les vues d'une pompe à engrenage

b) Désignation des éléments de la pompe à engrenage :

- | | |
|-----------------------------------|------------------------------------|
| P1- corps ; | P7- tompon de boite à bourrage ; |
| P2- couvercle ; | P8- tompon de boite à bourrage ; |
| P3- couvercle ; | P9- goujon M10-36/16 j = 15 ; |
| P4- pignon $z = 19, m = 5$; | P10- écrou H, M10; |
| P5 -roue dentée $z = 19, m = 5$; | P11- rondelle plate; |
| P6- écrou rond ; | P12- goupille de position A10-45 ; |
| | P13-joint en feutre 60X42X5. |

II-3-2 Le circuit de carburant : [Fig II-4]

Le circuit de carburant (fig II-4) est composé d'un bac (17) situé juste au dessous du moteur, qui comporte tous les accessoires nécessaires, mettre le liquide à l'arbre des pollutions et lui conserve une température normale de travail. Ce réservoir est construit en tôle d'acier laminé à froid et assemblé par soudure.

Ou on a incorporé une pompe à carburant (16) de type volumétrique à engrenage. Cette pompe aspire le kérosène vers un échangeur de chaleur huile (18) qui sert à refroidir l'huile de graissage du moteur pour chauffer le carburant après quoi le liquide traverse une soupape de sûreté et qui sert à régler la pression à l'intérieur du circuit, le contrôle s'effectue à l'aide d'un manomètre (19) après au bac par un clapet anti-retour (20) (Essai à vide).

Ces conduites d'aspiration occupent une longueur de 2,1 m sur une tôle au dessous du moteur pour un diamètre inférieur de 14mm. Et pendant la phase de travail l'huile passe par les conduites d'alimentation vers les injecteurs par un filtre de lavage (21), un clapet anti-retour (22) au transmetteur d'écoulement (23) à la valve de sécurité (24) et le filtre des injecteurs (25). Les conduites qui connectent ces éléments standard du circuit sont d'une longueur de 3m et d'un diamètre de 9mm.

Et enfin les conduites de récupération d'une longueur de 2,1 m et d'un diamètre de 14mm avec un clapet anti-retour (20) vers le bac.

Le compresseur centrifuge (III) (voir annexe 07) est situé à la partie droite du compresseur axial (II). Il est monté sur l'arbre principal et fixé avec le compresseur axial par deux goupilles. Et qui est composé essentiellement d'un rotor (26) sur l'une de ces parties (gauche) sont montées des plaques (27) sont appelées aubes, qui canalisent l'air radialement et d'un stator (28) appelé diffuseur ou se trouve une grille fixe ; qui transforme en pression une partie de la vitesse absolue à la périphérie du disque. Le compresseur est fabriqué en aluminium forgé à chaud.

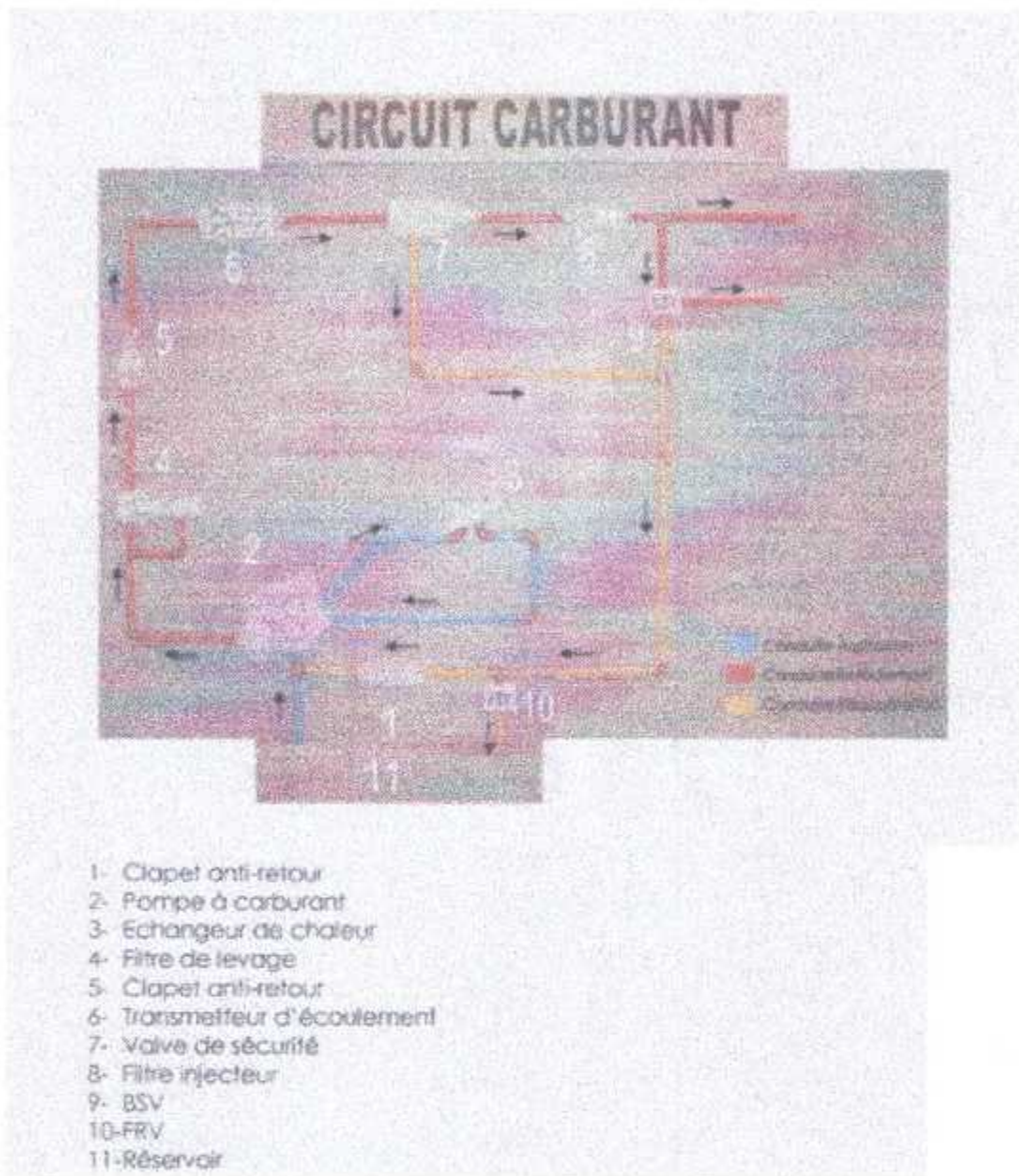


Fig (II-4) schéma de conception

Et le jeu entre le rouet (26) et son carter (28) redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion (IV) doit être réduit au minimum pour obtenir le rendement maximal du compresseur.

Pour réaliser la chambre de combustion (IV), on a utilisé de l'acier inoxydable dans des alliages à forte teneur en nickel et en chrome parce que ces matériaux résistent bien à l'oxydation et la corrosion. L'air sortant du compresseur centrifuge (III) pénètre dans la chambre de combustion (enceinte ouverte) (29) où est injectée du combustible liquide finement pulvérisé sous pression. Donc sous pression constante, le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur (30) et enceinte ouverte (29) ; ce mélange est enflammé pour le démarrage, la combustion doit s'auto entretenir à l'aide d'un cloison thermique (31) (annexe 12), qui évite des fuites des flammes qui environnent une température de (1800° à 2000°) et le carter (32) de la chambre de combustion qui achemine les gaz environnant la flamme ne peuvent être utilisés à ces températures par la turbine (V) et les matériaux constituant la chambre de combustion ne résistent pas longtemps. On est donc amené à refroidir les gaz et les matériaux.

Cette diminution de température est obtenue en diluant les gaz chauds par un flux d'air frais par les orifices (33). Cet air secondaire froid ou air de refroidissement, après léché les parois internes et externes du tube à flamme (34) (annexe 10) qu'il refroidit, ce mélange aux gaz chauds est ramené ainsi leur température aux environs de 1400° à 1800°C.

Ainsi des perçages correctement orientés et de formes particulières génèrent des turbulences ayant pour but de plaquer la flamme au niveau de l'injecteur évitant ainsi qu'elle décroche.

Et enfin la périphérie crée un générateur de tourbillons à géométrie variable. Au ralentie, celui-ci offre une section de passage minimale que celle-ci augmente pour les forts débits.

La turbine (V) du moteur est constituée de deux étages axiaux, qui sont pratiquement les seules employées, ayant pour but de transformer la pression des gaz en vitesse avec production d'énergie. L'étage de la turbine comprend deux composants essentiels. Le distributeur (35), qui a un nombre d'aubes de trente et un rotors (36), qui est composé de trente un aubes et son rotor. Et le stator (37) du 2ème étage est de vingt un aubes et son rotor (38) de trente un aubes.

Les aubes distributrices (35) sont moulées, dans son ensemble, il est constitué d'acier réfractaire capable de supporter l'impact direct des gaz comprimés et brûlants provenant de chambre de combustion.

Les performances d'un turboréacteur dépendent en grande partie, de la température de la limite actuelle de 950°C aux 1300°C rendus possibles par le refroidissement par transpiration et la puissance peut augmenter de 100%.

La conception technique des aubes distributrices est particulièrement délicate. L'angle entre l'écoulement et chaque aube de turbine doit être celui qui produit la plus grande composante de force dans le plan de rotation. Les gaz accélérés et une grande partie de leur pression statique se transforme en pression dynamique. L'importance de cette transformation dépend du rapport des dimensions de l'entrée et de la sortie du passage entre deux aubes consécutives. L'augmentation de l'espace entre les aubes distributrices améliore les accélérations et atténue les risques de pompage, mais augmente aussi la consommation spécifiques. Les distributeurs sont calibrés à l'usine, lors de la fabrication pour accomplir correctement leur deuxième rôle, celui de dévier les gaz pour qu'ils attaquent les aubes de la roue dans le bon angle, les aubes distributrices doivent être calées à un certain angle par rapport à l'axe du moteur. Cet angle devrait varier en fonction du régime du moteur et de la vitesse des gaz.

La roue de turbine (36) est une pièce du moteur soumise à des contraintes extrêmes. En plus d'être soumise à des température pouvant atteindre les

900°C, elle subit de très fortes contraintes mécaniques dues aux forces centrifuges ; la vitesse de rotation 38000tr/min.

Une roue de turbine comprend un disque et des aubes. Le disque, une pièce équilibrée statiquement et dynamiquement est fabriquée d'aciers spéciaux contenant des pourcentages élevés de chrome, de nickel et de cobalt. Formé par forgeage, le disque est ensuite usiné avec précision.

Les aubes sont maintenues sur les disques par une fixation en sapin qui permet des différences d'allure de dilatation entre le disque et l'aube tout en maintenant fermement l'aube en place, peu important les efforts centrifuges. L'aube est maintenue en place dans le sens axial par des rivets, une plaque frein ou un autre étage de turbine. Les aubes sont reliées entre elles à leur extrémités sont libres, elles sont coupées droites, ont des bords tranchants comme des lames de couteau pour que le jeu entre les extrémités et le carter de la turbine s'établisse rapidement de lui-même par usure des parties mobiles sur la partie fixe. Cet ajustement par abrasion a pour effet d'augmenter le rendement de la turbine.

Les aubes sont en acier forgé ; elles sont soumises à des opérations d'usinage extrêmement précises et à des inspections rigoureuses avant d'être approuvées.

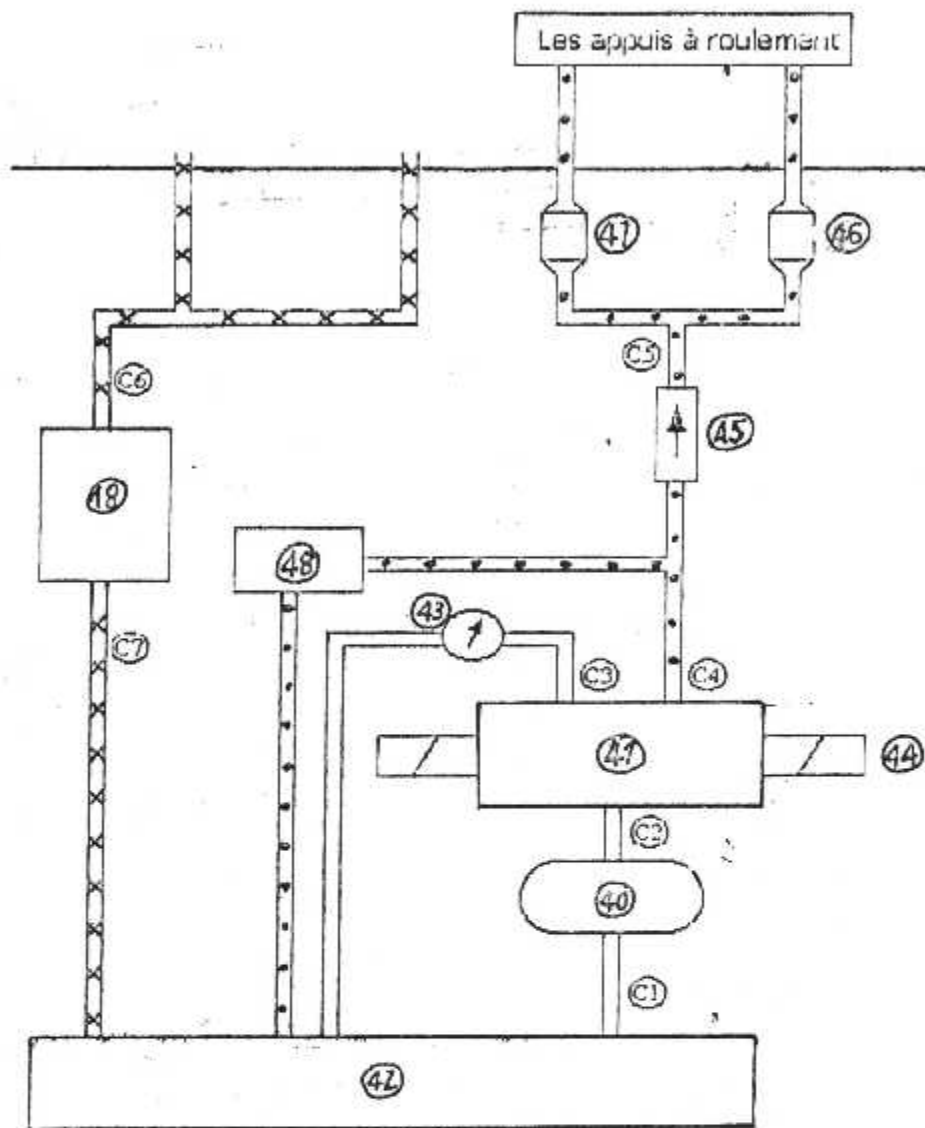
La température des aubages est maintenue dans les limites prescrites si de l'air relativement froid, prélevé, circule autour de la turbine. De cette façon, le disque et les aubages sont refroidis par convection. Cette méthode de refroidissement peut s'avérer moins efficace lors des vols à des nombres de Mach élevés puisque, dans ce cas les températures d'entrée et de sortie sont particulièrement élevées.




Le canal d'éjection (VI) est essentiellement constitué de deux cônes d'acier inoxydable. Le cône extérieur est habituellement boulonné sur le carter de la chambre de combustion (annexe 09), tandis que le cône intérieur est fixé sur le cône extérieur.

La tuyère est formée par la partie convergente à l'extrémité du cône extérieur. La gaine d'éjection a un diamètre aussi grand que possible pour maintenir les gaz à basse vitesse et réduire les pertes dues au frottement. Elle soit courte et aussi droite que possible pour réduire les effets des pertes de pressions. L'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques. Dans un turboréacteur, l'objectif est de convertir le maximum d'énergie de pression en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produite.

II-3-3 Le circuit de lubrification : [Fig II-5]

Le circuit de lubrification (fig II-5) des différents paliers à partir des trous (39) situés sur l'arbre principal. Les conduites d'une longueur d'un mètre et d'un diamètre intérieur de trois millimètres, situées au-dessus du corps de moteur et le réservoir juste à côté où on a incorporé une pompe à engrenage (40), qui s'ouvre et l'huile traverse la conduite pour atteindre un tiroir de distribution (41) et au bac (42), et cela pour vérifier la pression à l'intérieur de système de lubrification à l'aide d'un manomètre (43). Pour lubrifier, on fera fonctionner l'électro-aimant (44) qui coule le liquide par un clapet anti-retour (45), ensuite par les filtres (46 et 47) aux graisseurs qui alimentent les appuis à roulements et lisses. Ces conduites sont d'une longueur de deux mètres et d'un diamètre intérieur de cinq millimètres. Et enfin le surplus de l'huile se collecte par le centre de gravité dans des conduites d'un mètre de longueur et un diamètre intérieur de trois millimètres et qui passe par un refroidisseur (18) au bac.



-  Lubrification
-  Récupération
-  Essai à vide

fig(II-5) Circuit de lubrification

II-4 Calcul thermodynamique du cycle thermique :**II-4-1 Station (1 - 2) : l'entrée d'air****a- à l'entrée (1) :**

$$P_{s0} = 1,013 \text{ bars}$$

$$T_{s0} = 288^\circ\text{k}$$

$$M_0 = 0,2808270$$

Calcul de la pression totale :

$$\frac{P_{t0}}{P_{s0}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\Rightarrow P_{t0} = 1,069$$

Calcul de la température totale :

$$T_{t0} = 292,54 \text{ }^\circ\text{k}$$

Calcul de la vitesse de son :

$$a_0 = \sqrt{\gamma RT} = 340,17 \text{ m/s}$$

Calcul de la vitesse axiale:

$$M_0 = \frac{V_0}{a_0}$$

$$\Rightarrow V_0 = M_0 \cdot a_0$$

$$\Rightarrow V_0 = 0,28 \cdot 340,17$$

$$\Rightarrow V_0 = 95,53 \text{ m/s}$$

b- à la sortie (2):

$$T_{t2} = T_{t0} = 292,54 \text{ }^\circ\text{k}$$

$$P_{t2} = P_{t0} = 1,069 \text{ bar}$$

$$M_2 = 0,4222770$$

Calcul de la pression statique :

$$\frac{P_{t2}}{P_{s2}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_{s2} = 0,946 \text{ bar}$$

Calcul de la température statique :

$$\frac{T_{t2}}{T_{s2}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$$

$$T_{s2} = 282,54 \text{ °k}$$

Calcul la vitesse du son :

$$a_2 = \sqrt{\gamma R T_s} = 336,93 \text{ m/s}$$

calcul de la vitesse axiale :

$$M_2 = \frac{V_2}{a_2}$$

$$\Rightarrow V_2 = 142,279 \text{ m/s}$$

II-4-2 Station (2 - 4): compresseur

$$m_2 = 1,974 \text{ kg/s}$$

$$M_2 = 0,4222$$

$$\pi_c = 6,538$$

$$\eta_c = 0,893$$

Calcul de la pression totale à la sortie compresseur :

$$\pi_c = \frac{P_{t4}}{P_{t2}} = 6,538$$

$$\Rightarrow P_{t4} = 6,989 \text{ bar}$$

Calcul de la température totale 4 :

$$\pi_c = (T_c)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\tau_c = (\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\tau_c = 1,709953348$$

$$\tau_c = \frac{T_{t4}}{T_{t2}} \Rightarrow T_{t4} = \tau_c \cdot T_{t2}$$

$$\Rightarrow T_{t4} = 499,899 \text{ °k}$$

II-4-3 Station (4 – 5) : chambre de combustion

$$T_{t5} = 1355,878 \text{ °k}$$

Calcul du rapport de la température :

$$\tau_{c-c} = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} = 2,7123$$

$$P_{t5} \approx P_{t4}$$

Calcul du dosage de la chambre de combustion :

$$f = \frac{m_c}{m_a} = \frac{4,903452 \cdot 10}{1,974022}$$

$$f = 0,024839905 \left[\frac{Kgcar}{Kgair} \right]$$

II-4-4 Station (5 – 6) : La turbine

Calcul le rapport de pression :

$$W_c = W_t$$

$$m_a \cdot C_{p_c} (T_{t4} - T_{t2}) = (m_a + m_c) C_{p_t} (T_{t5} - T_{t6})$$

$$m_a \cdot C_{p_c} \cdot T_{t2} (\tau_c - 1) = (m_a + m_c) C_{p_t} T_{t5} (1 - \tau_t)$$

$$\tau_t = 1 - (m_a \cdot C_{p_c} \cdot T_{t2} (\tau_c - 1)) / ((m_a + m_c) C_{p_t} T_{t5})$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1,974 \cdot 1,292,51(1,709-1)}{(1,974+4,903 \cdot 10^{-2})^{1,13} \cdot 1,1355,878}$$

$$\tau_t = 0,86792 \quad \Rightarrow \quad T_{t6} = 1176,79^\circ\text{K}$$

$$\pi_t = (\tau_t)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0,565$$

$$P_{t5} = P_{t4} = 6,989 \text{ bar}$$

$$P_{t6} = 3,948 \text{ bar}$$

II-4-5 Station (6 - 7) : La tuyère

$$V_7 = \sqrt{2C_p T_{t7} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{t7}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

$$T_{t7} = T_{t6}$$

$$P_{t7} = P_{t6}$$

$$P_7 = P_0 = 1 \text{ atm}$$

$$V_7 = \sqrt{2 \cdot 1,13 \cdot 10^3 \cdot 1176,79 \left[1 - \left(\frac{1,013}{3,948} \right)^{\frac{0,33}{1,33}} \right]}$$

$$V_7 = 946,939 \text{ m/s}$$

Calcul de la poussée :

$$F = -m_0 V_0 + (m_0 + m_7) V_7$$

$$F = -1,974 \cdot 95,53 + (1,974 + 4,903 \cdot 10^{-2}) \cdot 946,939$$

$$F = 1727,109 \text{ N}$$

CHAPITRE III

Déscription générale du turbopropulseur

III-1 Généralités sur le turbopropulseur : [III]

Le turbopropulseur a globalement la même constitution que le turboréacteur et l'air y subit à peu près le même cycle thermodynamique. Le turbopropulseur utilise cependant une hélice pour fournir l'énergie de propulsion. Environ 90 % de l'énergie des gaz détendus est absorbée dans la partie de la turbine à gaz qui commande l'hélice ; 10 % sont utilisés pour accélérer le flux d'éjection. Ce dernier contribue donc seulement pour une petite partie à la poussée globale de propulsion. Les turbopropulseurs sont efficaces pour les avions de petite taille et de taille moyenne qui volent à des vitesses inférieures à 750 km/h. Ces réacteurs ne peuvent toutefois pas rivaliser avec les turboréacteurs à simple ou à double flux pour les grands avions et pour des vitesses supérieures.

Le turbopropulseur est un moteur thermique appartenant à la catégorie des propulseurs indirects il est caractérisé par un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine entraînant le compresseur) associé à des turbines dont le rôle est de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique. Ce travail mécanique est ensuite traduit en énergie propulsive par l'hélice. Le couple développé par les turbines étant relativement faible, un réducteur est interposé entre l'hélice et l'arbre de puissance, ce qui permet d'accroître le couple hélice et de réduire son régime de rotation.

Suivant le mode d'accouplement entre les turbines générateur et les turbines de puissance, on distingue les types suivants :

III-1-1 le turbopropulseur à turbines liées :

les turbines de prélèvements et celles du générateur sont reliées mécaniquement au même arbre comme le montre le schéma suivant :

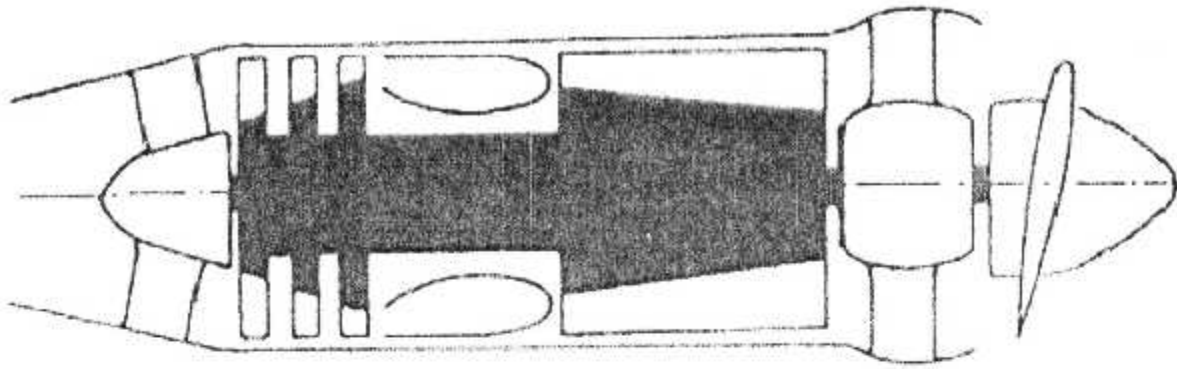


Fig (III-1) le turbopropulseur a turbines liées

La puissance développée par les étages de turbine également la puissance absorbée par le compresseur , le réducteur et l'hélice aux accessoires près.

C'est le type de moteur le plus ancien, bien que sur ce schéma ce moteur soit équipé d'un compresseur axial ,il ne faut pas perdre de vue que les générateurs peuvent également recevoir des compresseurs centrifuges , le choix compresseur axial ou centrifuge dépend de la puissance du moteur.

III-1-2 le turbopropulseur à turbines libres :

Sur ce type de moteur , le générateur de gaz est bien dissocié des turbines entraînant l'hélice , aucun lien mécanique ne relie le générateur des turbines recueillant la puissance.(fig III-2).

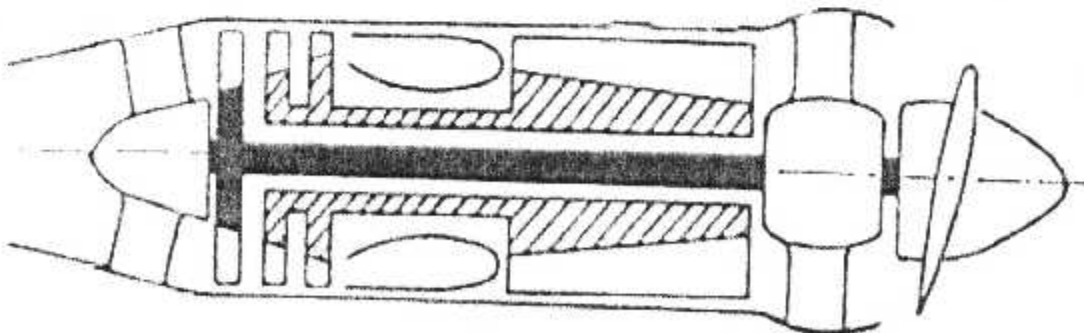


Fig (III-2) le turbopropulseur à turbines libres

On peut établir pour chaque corps un bilan de puissance :

- Puissance turbine générateur également la puissance de compresseur plus la puissance accessoire.
- Puissance turbines libres également la puissance de réducteur plus la puissance de l'hélice aux accessoires près .

III-1-3 le turbopropulseur mixte :

Sur des moteurs de forte puissance équipés de compresseur axiaux , il peut être intéressant d'adapter le régime du compresseur basse pression à celui de l'hélice.(fig III-3).

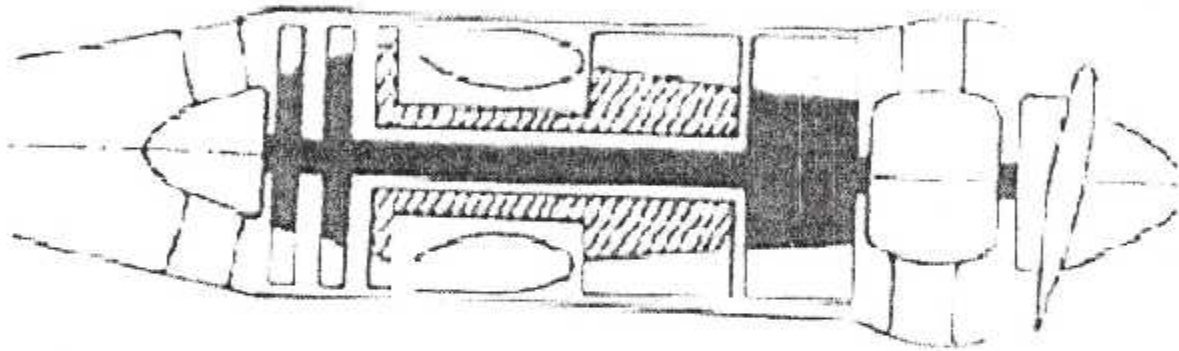


Fig (III-3) le turbopropulseur mixte

On peut établir pour chaque corps un bilan de puissance .

- Puissance turbine haute pression également la puissance compresseur haute pression plus puissance accessoires .
- Puissance de turbine basse pression également la puissance de compresseur basse pression plus la puissance de réducteur et l'hélice.

III-2 L'hélice :

III-2-1 Définition générale :

Dispositif mécanique qui produit une force ou poussée parallèle à son axe de rotation quand on le fait tourner dans un fluide (gaz ou liquide). Les hélices peuvent fonctionner dans l'air ou dans l'eau, mais une hélice conçue pour fonctionner efficacement dans l'un de ces deux milieux sera inefficace dans l'autre. Pratiquement tous les navires sont équipés d'hélice et, jusqu'au développement de la propulsion à réaction, pratiquement tous les avions, à l'exception des planeurs, étaient également propulsés ainsi. Même maintenant, le moteur à turbosoufflante utilise une variante spéciale d'hélice, montée dans une conduite. Une hélice se comporte comme une éolienne quand elle est placée dans le vent.

L'hélice est essentiellement une vis qui, lorsqu'on la fait tourner, se tracte en avant dans l'air ou dans l'eau, de la même façon que la vis d'un boulon se tracte en avant dans l'écrou. Les hélices typiques sont constituées de deux, trois ou quatre pâles, chacune d'elles étant une portion de la courbe géométrique appelée hélice, laquelle représente la forme géométrique d'un filet de vis. La distance qu'une hélice ou une pale d'hélice parcourrait vers l'avant quand son arbre fait un tour complet, s'il n'y avait pas de glissement, est appelée pas géométrique ; ceci correspond au pas, ou distance entre deux filets consécutifs, d'une simple vis. La distance que l'hélice parcourt réellement en un tour, dans l'air ou dans l'eau, est appelée pas effectif, et la différence entre le pas géométrique et le pas effectif est appelée glissement. En général, une hélice efficace glisse peu, et le pas effectif, quand elle fonctionne dans les conditions pour lesquelles elle a été conçue, est presque égal au pas géométrique. Toutefois, le critère d'efficacité d'une hélice n'est pas le glissement mais le rapport entre l'énergie propulsive produite et l'énergie

consommée pour faire tourner l'arbre d'hélice. Les hélices d'avion fonctionnent souvent avec un rendement approchant 90 %.

III-2-2 Etude fonctionnelle et constructive d'une hélice d'avion :



Fig (III – 4) hélice d'avion

Une pale d'hélice d'avion a une section transversale aérodynamiquement semblable à celle d'une aile et, quand elle est entraînée dans l'air, elle crée une portance et une traînée, respectivement perpendiculaire et parallèle à la vitesse de l'air relative à une section de la pale. Les forces produites par le mouvement de l'hélice peuvent être réduites à deux composantes. L'une, la poussée, agit dans la direction du vol. L'autre composante, située dans le plan de rotation, représente la force qui doit être surmontée par le couple, ou force tournante, du moteur d'entraînement. Le mouvement complet d'un élément de pale met en jeu une combinaison de la vitesse d'avancement, représentée par la vitesse de vol, et de la vitesse périphérique due à la rotation de la pale.

Ce concept d'élément de pale d'hélice a été profondément affiné par les ingénieurs en aérodynamique au cours des dernières années. Une autre

méthode d'analyse de l'action d'une hélice est fondée sur la variation de quantité de mouvement du flux quand il passe à travers le disque balayé par l'hélice. Cette approche a été à l'origine utilisée par l'ingénieur et architecte naval anglais William Froude mais, en général, elle n'est pas aussi complète que la théorie de l'élément de pale.

Pour une vitesse de rotation donnée, la vitesse résultante au niveau de l'élément de pale augmente en grandeur quand la vitesse d'avancement s'accroît, pendant que dans le même temps l'angle du vecteur représentant la vitesse résultante avec le plan de rotation s'accroît également. De ce fait, si la pale possède un pas fixe, on pourra finalement atteindre des conditions pour lesquelles la pale produira peu ou pas de poussée. D'un autre côté, quand la vitesse d'avancement diminue, l'angle entre le vecteur vitesse et la pale deviendra si grand qu'il provoquera le décrochage de la pale, avec pour conséquence une chute sévère dans le rendement de la pale.

Pour adapter une hélice donnée aux différentes conditions de vol d'un avion, on utilise couramment des hélices à pas variable, dont les pâles peuvent pivoter sur le moyeu de façon à modifier le pas effectif. Dans une hélice à pas variable, le pas, ou angle d'attaque de la pale, est modifiable en vol, de façon à maintenir les conditions de fonctionnement très proches de l'optimum. Les hélices de ce type fonctionnent souvent à vitesse de rotation constante, grâce à l'action d'un mécanisme de commande hydraulique ou électrique. Les hélices à pas variable offrent habituellement la possibilité d'être mises en drapeau, c'est-à-dire que l'angle des pâles peut être réglé parallèle à la direction du vol, de façon à empêcher l'effet de moulin à vent qui se produirait autrement en cas de panne de moteur. La possibilité de régler les pâles avec un pas négatif peut aussi être prévue dans la conception, de façon à fournir une force dirigée vers l'arrière et un freinage aérodynamique à l'atterrissage.

Les pâles des hélices modernes peuvent être en alliage d'aluminium plein, en acier creux ou en composites. Les hélices peuvent être munies d'un système

de dégivrage. Elles doivent être équilibrées très précisément, à la fois statiquement et dynamiquement. Si, par exemple, un poids de 57 g était fixé au milieu d'une pôle d'une hélice à deux pôles, et un poids de 28,5 g était fixé à l'extrémité de l'autre pôle, l'hélice serait statiquement équilibrée, c'est-à-dire que l'arbre d'hélice, placé sur des lames de couteau (d'équilibrage), ne tournerait pas, quelle que soit la position des pôles ; cependant, elle ne serait pas dynamiquement équilibrée, et vibrerait aux grandes vitesses de rotation.

III-2-3 Rôle de l'hélice :

L'hélice a pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, elle peut être installée :

- à l'avant du moteur, dans ce cas elle crée une tension dans l'arbre (porte-hélice) puisqu'elle tire l'avion, d'où le nom d'hélice tractive.
- à l'arrière du moteur, elle pousse l'avion vers l'avant d'où le nom d'hélice propulsive, dans ce dernier cas l'hélice agit à la façon d'un réacteur qui lui aussi pousse l'avion vers l'avant.

III-2-4 Définition et caractéristique géométrique d'une hélice :

Une hélice est essentiellement constituée par un moyeu et des pôles. Au début de leur utilisation en aéronautique, les pôles étaient au nombre de deux ; actuellement, elles sont plus souvent au nombre de trois, à savoir quatre, et font entre elles des angles égaux.

Les hélices en bois constituent un ensemble monobloc ; les pôles des hélices en métal, démontables, sont fixées sur un moyeu métallique. Dans un cas, comme dans l'autre, l'axe de l'hélice est en général confondu avec l'axe moteur ou bien lui est parallèle. L'axe de la pôle est une droite liée à cet élément ; pour une pôle orientable c'est l'axe autour duquel la pôle peut tourner (en général, il est perpendiculaire à l'axe de l'hélice).

Le plan de l'hélice est celui qui est balayé par l'axe de la pôle dans son mouvement de rotation lorsque l'avion est à point fixe. On l'appelle aussi plan de rotation.(fig III-6).

La forme de la pôle est caractérisée par l'ensemble des sections droites de la pale, relevées pour différentes valeurs de la distance « r » à l'axe de rotation.

Chacune des sections droites est la forme de la coupe par un plan normal à l'axe de la pôle. Ces sections droites ont des formes de profils calés à des angles " θ " angles des cordes de ces profils avec le plan de l'hélice .

les profils sont définis par la longueur de la corde (largeur de la pôle dans la section droite considérée),la courbure et l'épaisseur relative (fig III-5)

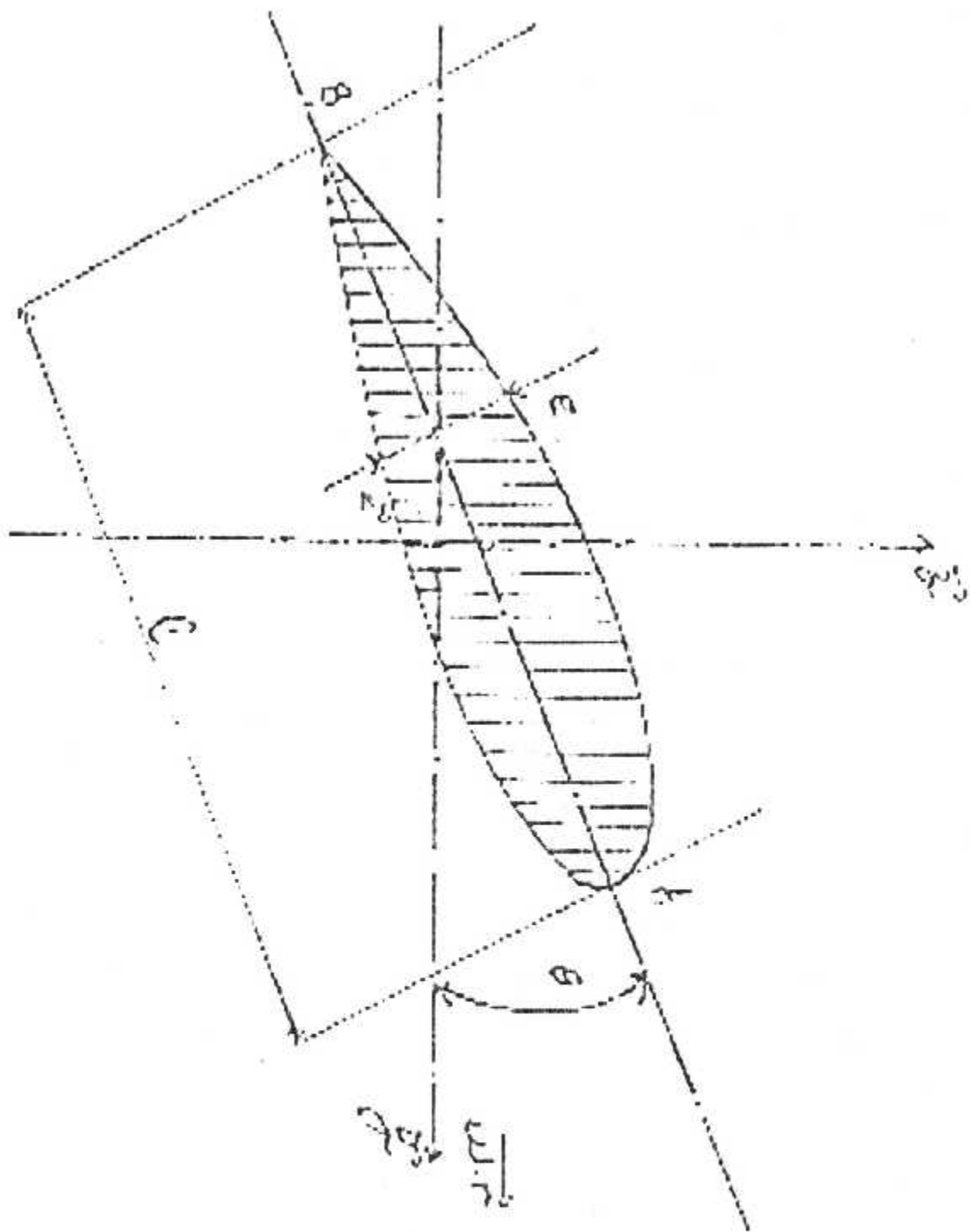


Fig (III-5) Section droit normale à l'axe de la pôle, à distance r de l'axe de l'hélice.

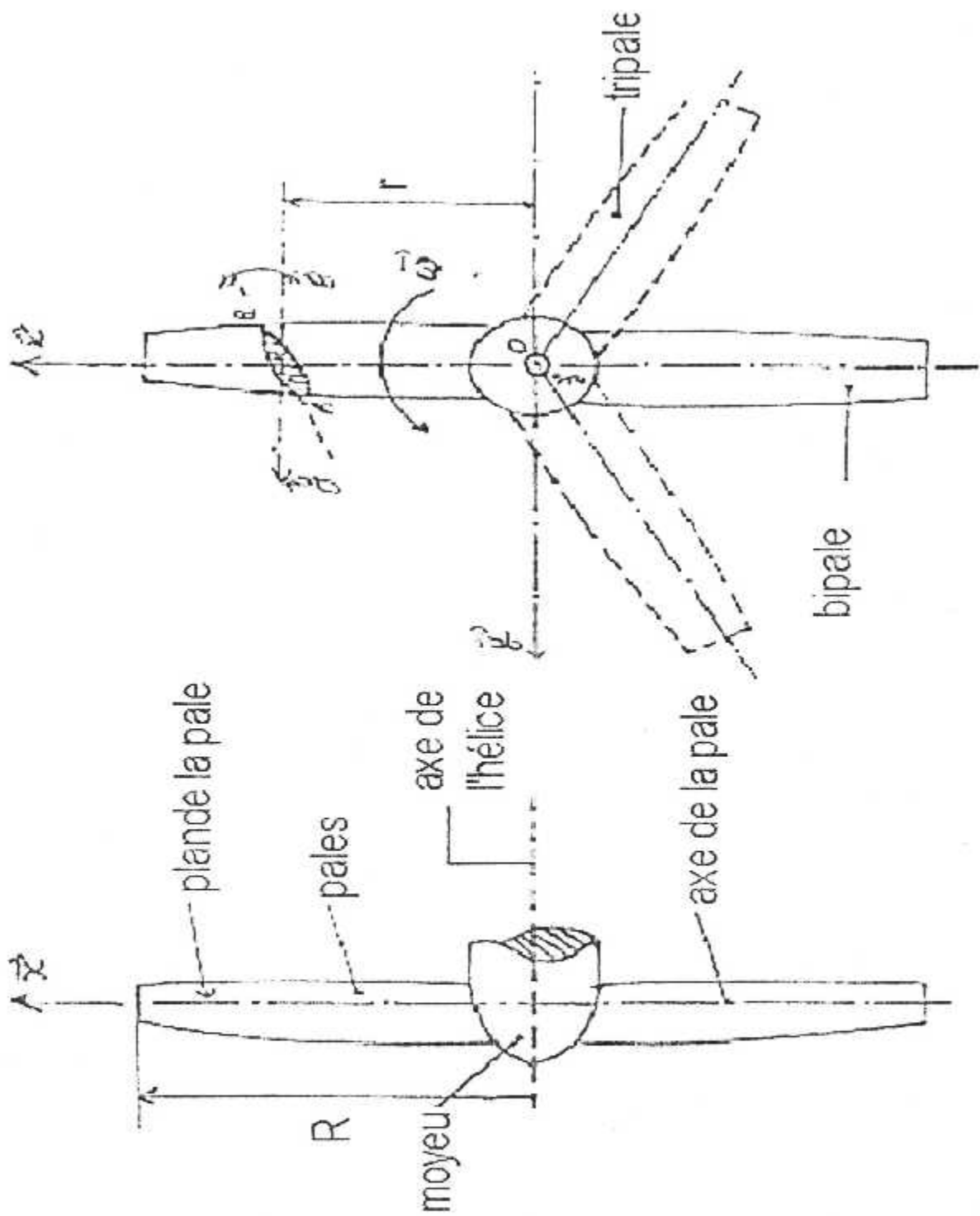


Fig (III-6) Définition d'une hélice

III-3 Généralités sur le réducteur :

III-3-1 Le but du réducteur :

L'adaptation de l'hélice à un avion pose un problème délicat à résoudre. Il s'agit en effet de réaliser un compromis permettant d'obtenir à la fois le meilleur rendement dans les conditions d'utilisation habituelles de l'avion et un rendement suffisant dans les autres cas de vol.

Une hélice bien adaptée sera celle dans laquelle la vitesse de rotation maximale correspondra à la vitesse de rotation du moteur permettant le maximum de puissance, et ceci pour une vitesse de vol déterminée à l'avance.

Outre les caractéristiques de pas qui rend le problème d'adaptation différents suivant qu'il s'agit d'hélice à calage fixe des pales ou d'hélice à calage variable en vol, le choix du diamètre a une répercussion importante sur la puissance absorbée par l'hélice.

Sur un avion donné, on aurait intérêt à monter une hélice de grand diamètre pour obtenir un rendement satisfaisant aux faibles vitesses, tandis qu'une hélice de petit diamètre serait mieux adaptée aux vitesses élevées. Malheureusement on ne peut pas toujours donner à l'hélice un diamètre aussi grand qu'il serait souhaitable, ce qui conduit parfois à augmenter le nombre ou accoupler l'hélice au moteur par l'intermédiaire d'un réducteur. On arrive ainsi, tout en assurant au moteur des régimes de rotation élevés pour lesquels il développe au maximum sa puissance, à laisser tourner l'hélice à une vitesse de rotation compatible avec un rendement convenable.

En effet c'est selon nos besoins de vitesse de rotation que l'on va prélever la vitesse désirée sur l'arbre, les turbopropulseurs qu'ils soient équipés de compresseurs axiaux ou centrifuges leurs vitesses seront comprises entre 10.000 et 50.000 tr/mn, ce qui fait que l'hélice doit à partir de cette plage assurer une poussée importante au décollage, son débit d'air doit être conséquent et par conséquent augmenter leur diamètre. Si l'on considère cette

même hélice à une vitesse de croisière plus importante, le mach relatif à la pôle est non seulement fonction de cette vitesse mais également de la vitesse circonférentielle U .

Celle-ci croît comme le rayon à même vitesse de rotation, on détermine le profil de la pale afin qu'on puisse travailler dans le domaine subsonique ou transsonique, mais le mach augmente avec la vitesse tangentielle donc réduire la vitesse de rotation de l'hélice. Dans ce but, l'installation ingénieuse d'un réducteur entre les turbines de puissance et l'organe propulsif, permet la transmission de la puissance tout en réduisant le régime de rotation.

III-3-2 Rapport de réducteur :

Comme tout rapport de rendement, rapport (i) de ce réducteur est en fonction de la grandeur sortante et entrante ; mais nous avons déjà annoncé au début de cet ouvrage qu'il existe deux type de moteur, libre et lié ce qui fait qu'on aura pas le même rapport de réduction.

Pour les turbopropulseurs liés ; on sait que l'arbre qui amène le réducteur est celui du générateur de gaz soit : le compresseur et la turbine, par contre concernant les turbopropulseurs libres, amène le mouvement vers l'organe réducteur est celui des turbines libres. Et la sortie pour les deux modes de couplage.

-Libres ou liés - est l'hélice N_h ce qui nous permet d'écrire pour turbopropulseur libre $i = N_h / N_t$ avec :

N_h : vitesse de l'arbre porte hélice

N_t : vitesse de l'arbre de la turbine libre

$$i = \frac{N_1}{N_2} = \frac{Z_2}{Z_1} = \frac{d_2}{d_1} \dots\dots\dots(III-1)$$

(Rapport de transmission) .

Nous retiendrons donc que ce rapport peut être exprimé en fonction du nombre de dents ou des diamètres respectifs . Un réducteur peut être constitué en fait par plusieurs étages de réduction élémentaires.

Pour un réducteur à deux étages les rapports de réduction élémentaire respectifs r_1 , r_2 , le rapport de réduction globale est équivalents au produit

$$r_1 \times r_2 \dots\dots\dots(III-2)$$

Rappel :

Entre la vitesse de rotation exprimée en tr/min et la vitesse angulaire d'un même pignon (roue dentée) exprimée en rad/s, nous avons la relation :

$$w = \frac{2\pi}{60} N \dots\dots\dots(III-3)$$

d'où, entre deux roues A, B :

$$\frac{w_A}{w_B} = \frac{N_A}{N_B} \dots\dots\dots(III-4)$$

w_A : la vitesse angulaire de la roue A

w_B : la vitesse angulaire de la roue B

III-4 L'étude fonctionnelle du turbopropulseur : [Fig III-7]

Le turbopropulseur mono corps mono flux proposé pour la réalisation est constitué des parties suivants :

- 1- corps d'entrée d'air ;
- 2- Arbre principal ;
- 3- Compresseur axial à double étages ;
- 4- Compresseur centrifuge ;
- 5- Chambre de combustion ;
- 6- Turbine à double étages ;

- 7- Turbine libre ;
- 8- Arbre de liaison ;
- 9- Réducteur de vitesses à double étages ;
- 10- Hélice à l'arrière du moteur ;
- 11- Circuit de carburant ;
- 12- Circuit de lubrification.

La différence de conception entre le processus technologique cité au-dessus et ce moteur ou nous avons monté une hélice (VIII) ,qui a pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive. Elle pousse l'avion vers l'avant d'où le nom d'hélice propulsive.

La partie ajoutée au moteur à la place de la tuyère d'éjection est la suivante un couvercle (49)qui lie le corps du moteur au réducteur (VII) par l'intermédiaire d'un arbre (3) ou on a monté une turbine libre (VI).

Cette turbine a pour rôle de transformer la pression des gaz en vitesse avec la production d'énergie .

Le distributeur (51), qui a un nombre d'aubes de trente, et un rotor (52), qui est constitué de trente un aubes .

Les performances de conception adéquates de la turbine doivent répondre à une vitesse de rotation rigoureuse de l'arbre de liaison et qui transmet le mouvement à l'arbre d'entrée du réducteur dont le but de réduire la vitesse avec un couple d'engrenage ($d_2/d_1 = 3,33$) et l'arbre intermédiaire (7) et au deuxième couple ($d_4/d_3 = 3,33$) dont le but de réduire le nombre de tours à 3427 (tr/min). Après quoi à l'hélice (VIII) par l'arbre de sortie (54) cannelé.

Cette hélice est essentiellement constitué par un moyeu (55) et des pales (56), elles sont au nombre de quatre, et font entre elles des angles égaux. les pâles des hélices en métal, démontable, sont fixées sur un moyeu métallique. L'axe de l'hélice est en général confondu avec l'axe moteur ou bien elle est parallèle. L'axe de la pôle est une droite liée à cet élément; pour une pôle

orientable, c'est l'axe autour duquel la pôle peut tourner (en général, il est perpendiculaire à l'axe de l'hélice).

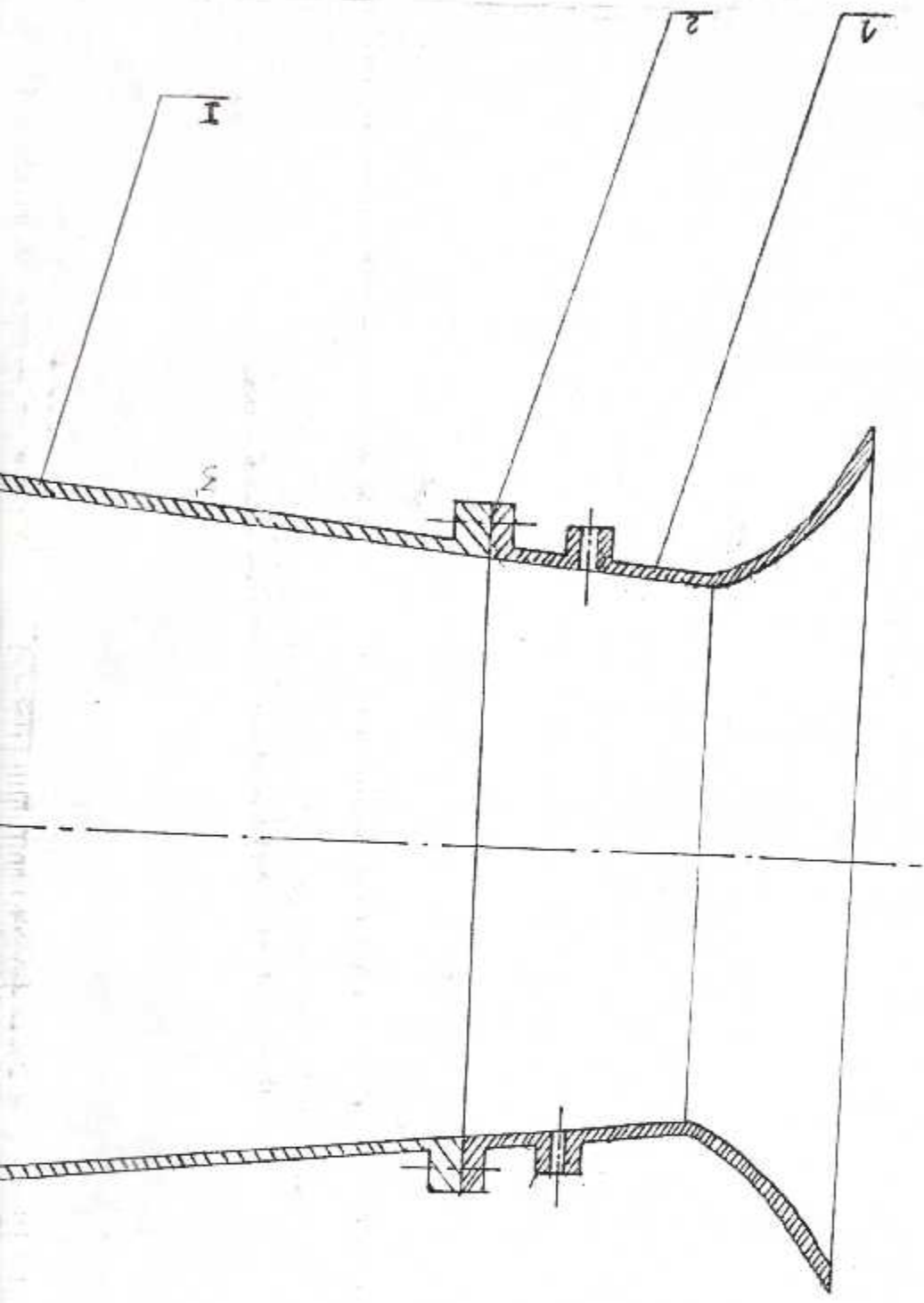
Le plan de l'hélice est celui qui est balayé par l'axe de la pale dans son mouvement de rotation lorsque l'avion est à point fixe. On l'appelle aussi plan de rotation.

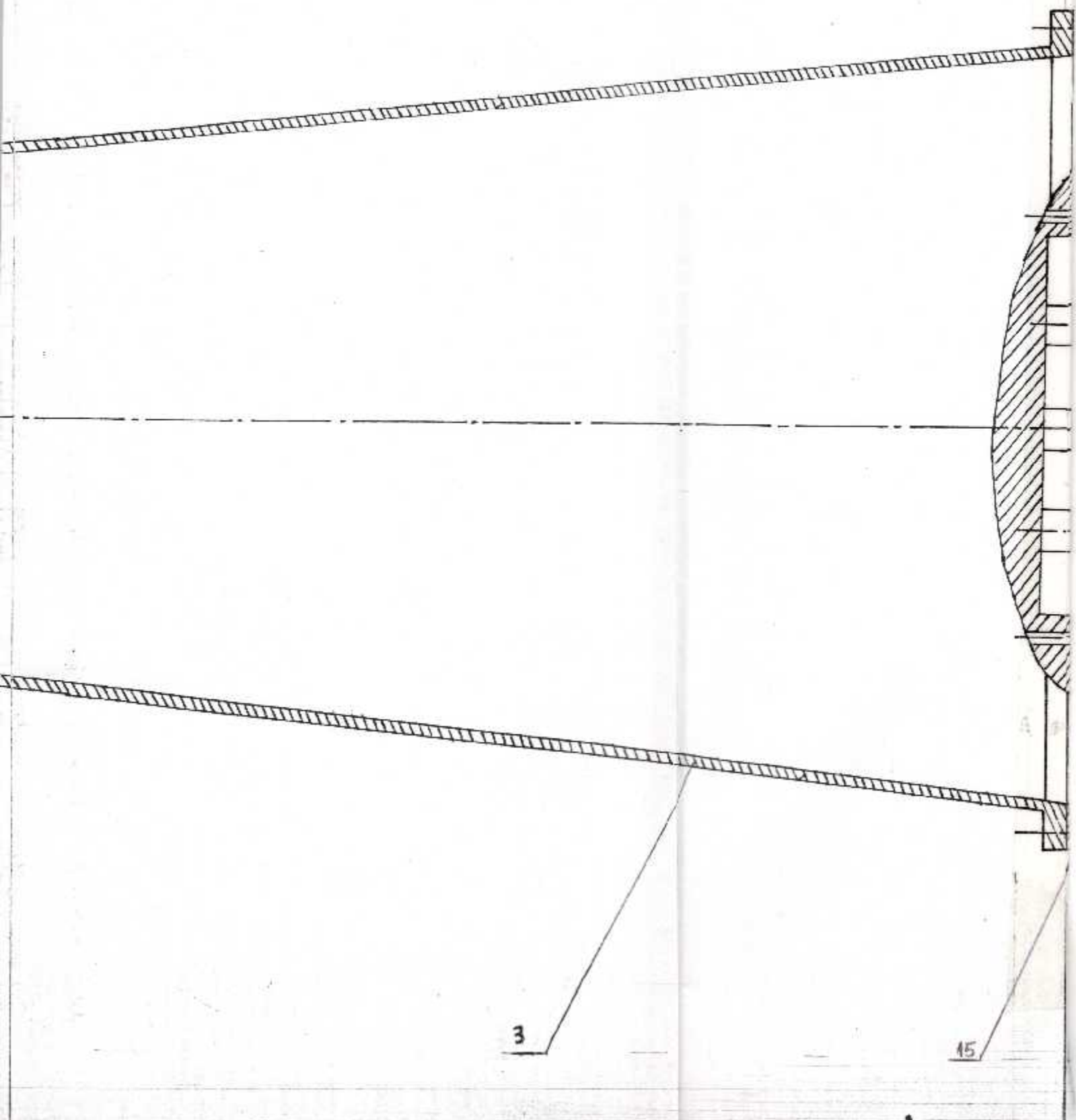
La forme de la pôle est caractérisée par l'ensemble des sections droites de la pôle relevées pour différentes valeurs de la distance r à l'axe de rotation, fig (III-5) et (III-6), chacune des sections droites est la forme de la coupe par un plan normal à l'axe de la pale. Ces sections droites ont des formes de profils calés à des angles θ , angles des cordes de ces profils avec le plan de l'hélice.

Les profils sont définis par la longueur de la corde (largeur de la pale dans la section droite considérée), la courbure et l'épaisseur relative.

L'hélice est dite à pas constant si toutes les sections ont le même pas. Le pas peut être évolutif entre les sections proches du moyeu et l'extrémité de la pale.

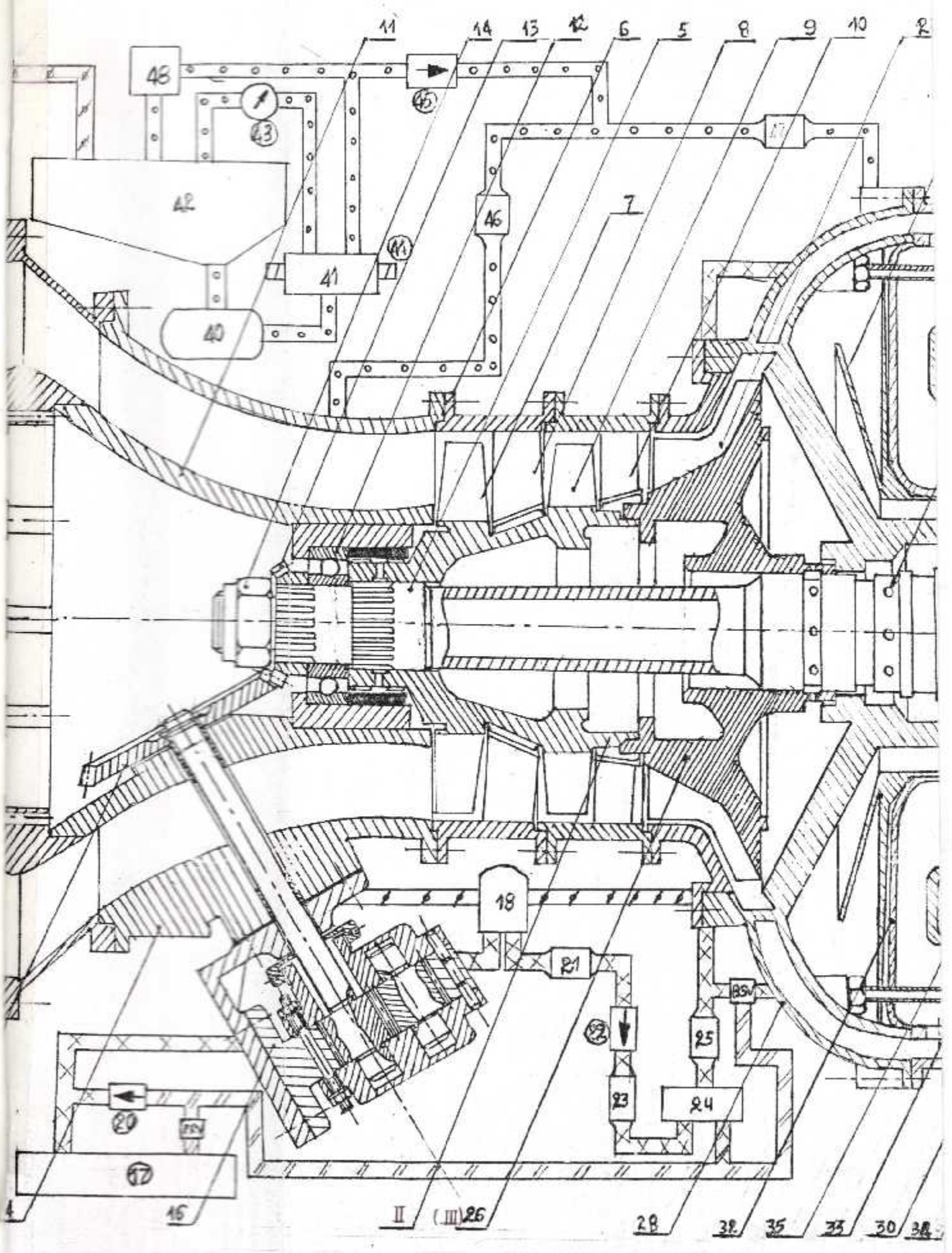
Ces hélices sont à calage réglable, lorsque l'orientation :
de la pale autour de son axe ne peut être modifiée qu'au repos, si cette opération peut être réalisée durant la rotation de l'hélice, celle-ci est dite à pas variable





3

15



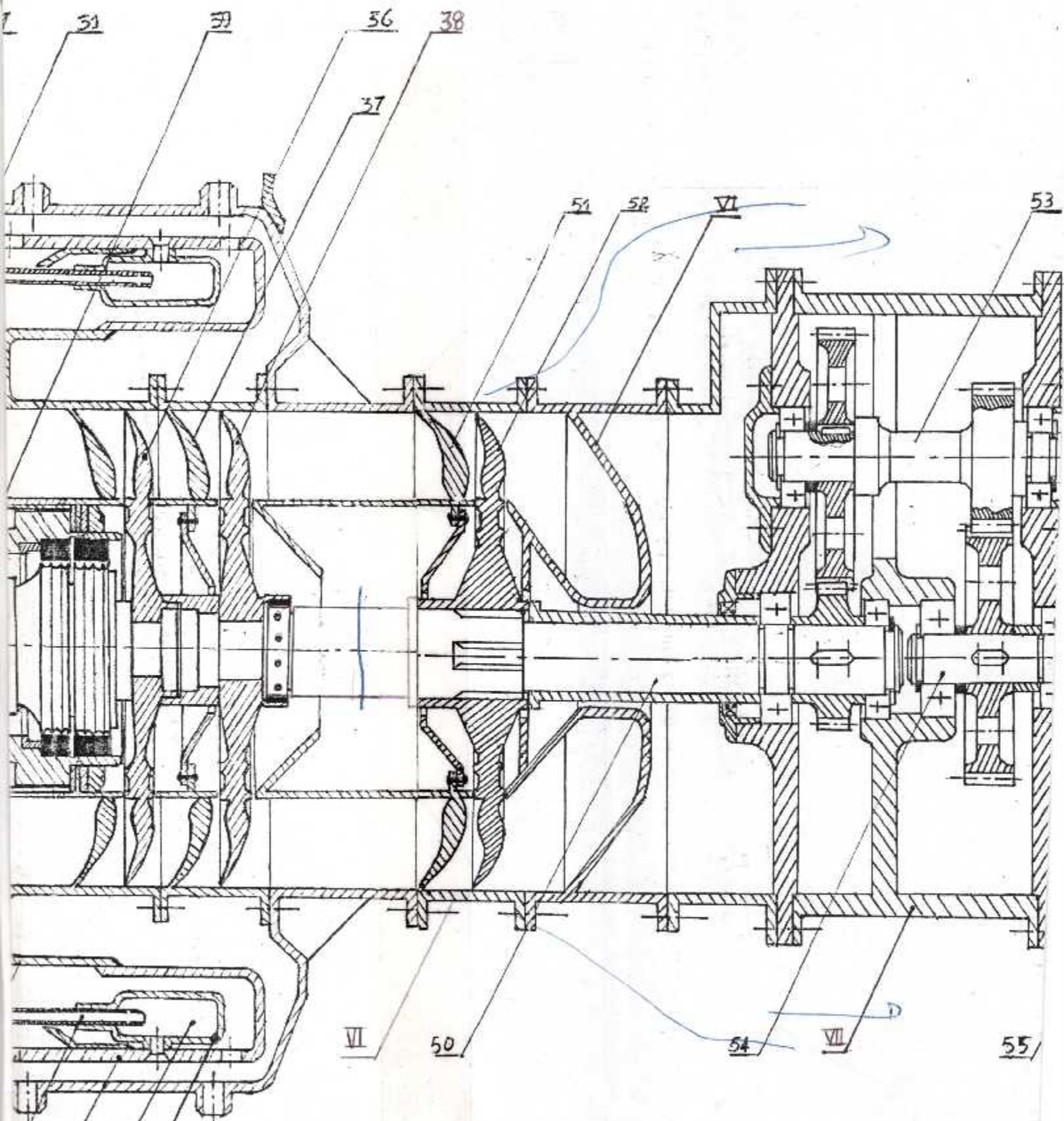
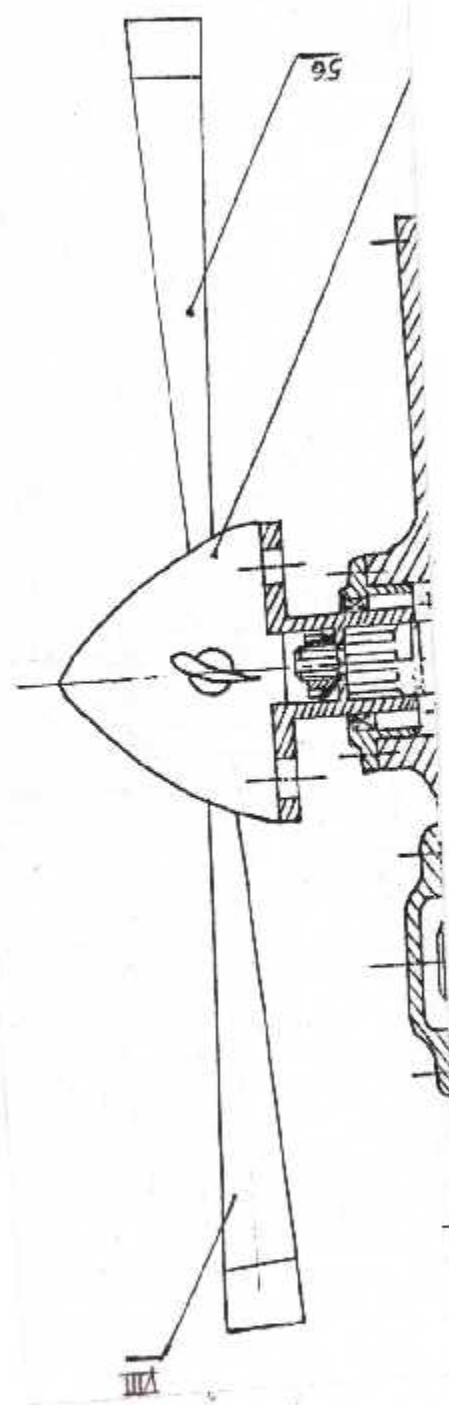


Fig (III-7) Dessin en coupe du turbopropulseur



56	4	pâles		
55	1	Moyeu		
54	1	L'arbre porte hélice		
53	1	L'arbre intermédiaire		
52	1	Rotor de la turbine libre		
51	1	Distributeur de la turbine libre		
VI	1	Turbine libre		
50	1	L'arbre de la turbine libre		
VII	1	Réducteur		
49	1	Un couvercle		
REP.	NB.	DESIGNATION	MATIERE	OBS.
Université de blida - Institut d'Aéronautique				
Echelle : 1/2	DESIGNATION DU TURBOPROPULSEUR		3 ^{ème} Année PROPULSION	
Dessin N° :01			ZAIDOUR - DEHARIB	

Conclusion

CONCLUSION GENERALE

Ce modeste travail ; nous a permis d'avoir une idée globale sur la conception aéronautique, et la méthodologie de faire un travail de recherche suite à cette petite réalisation d'un moteur aéronautique de labos. Ce turboréacteur mono corps mono flux, qui est constitué des modules suivants : Entrée d'air ; compresseur ; chambre de combustion ; turbine et une tuyère d'éjection.

Après avoir eu les caractéristiques techniques demandées par les labos de recherche, une étude détaillée à l'aide d'une documentation spécialisée dans le domaine d'aéronautique a été élaborée pour pouvoir tirer des conclusions dans les différents domaines.

Pour la motorisation un choix judicieux des métaux et alliages a été effectué après quoi la conception des modules avec le maximum des avantages pour pouvoir rendre le flux de rendement très élevé.

Ce dessin d'assemblage qui est composé d'une entrée d'air après quoi les deux compresseurs axiaux avec toutes les informations de construction sans oublier les différents circuits qui sont une partie intégrante du moteur. Ainsi que la chambre de combustion avec ces moyens qui assurent l'explosion, le refroidissement, la sécurité et la transmission des gaz qui est destiné à la turbine après quoi, aura le régime adéquate pour la tuyère d'éjection, ainsi le fonctionnement très performant de ce moteur de labos.

La deuxième partie, qui touche directement la formule d'invention à proposée est d'adapter ce turboréacteur comme un turbopropulseur, on lui compactant une turbine libre et par l'intermédiaire d'un réducteur, une hélice.

Une étude complémentaire peut être effectué par les prochaines promotions pour la bonne continuité de ce modeste travail de recherche consiste à élaborer les pièces, monter l'ensemble et faire des différents essais.

Bibliographie

Bibliographie

[I] - Etude de performances hors adaptation du moteur prototypé de laboratoire.

Promo 2003

Promoteur : Beddreddine

Etudiant : Sy Abdoukarim

[II] - Les réacteurs (principe de fonctionnement)

Irwin A. Treager (Traduction : Didier Féminin)

[II-1] - Technologie des turboréacteurs

Rédacteurs : Lehmann et Lepourry

[II-2] - Conception d'un moteur prototype de laboratoire et création d'un circuit de lubrification

Promo 2003

Promoteur : ALLALI

Etudiant : - Hamdaoui Boubakeur

- Chaoui Adel

[II-3] - Etude et conception du circuit carburant du moteur prototype

Promo 2003

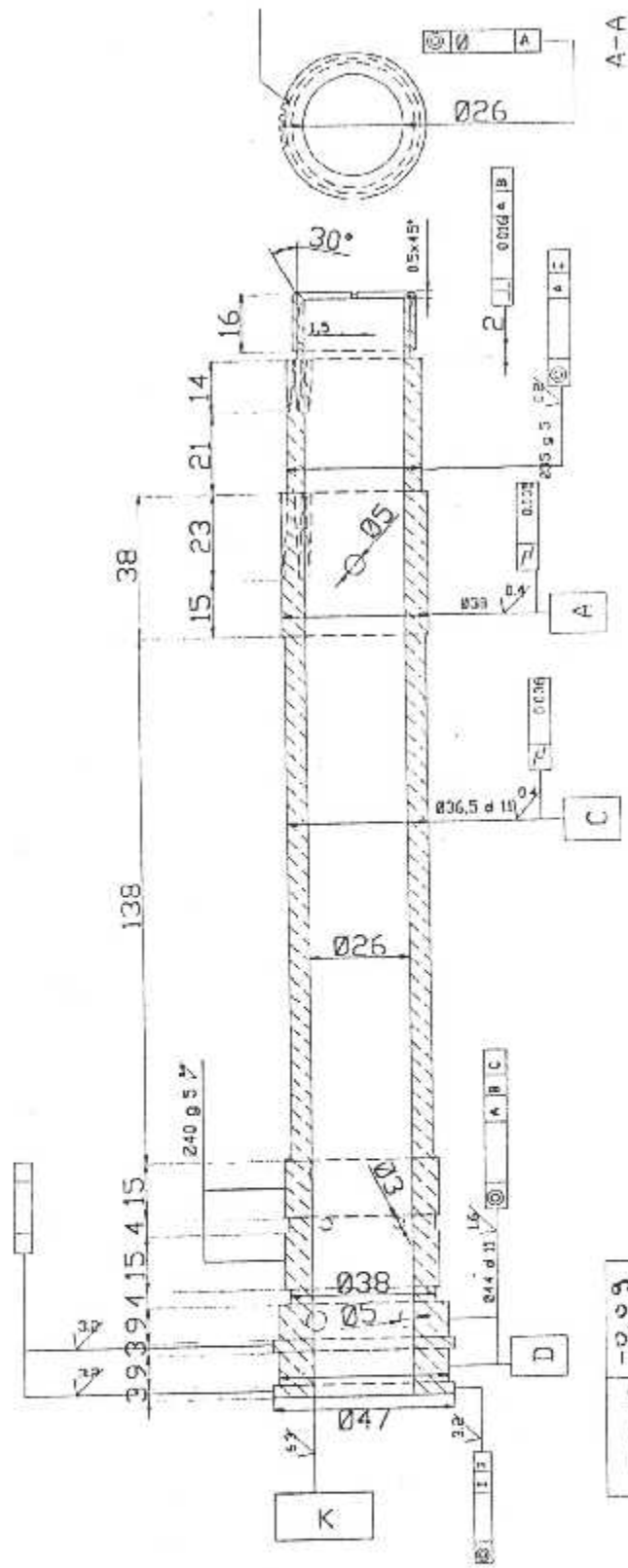
Promoteur : Allai, Larbi

Etudiant : Cheriaf yacine

[III] - Turbopropulseur

ANEXOS

Dessin de definition de l'arbre principal de transmission



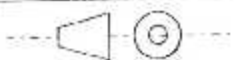
35g5	-0,09
	-0,20
36S11	+0,16
	0
47e7	-0,05
	-0,075

Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

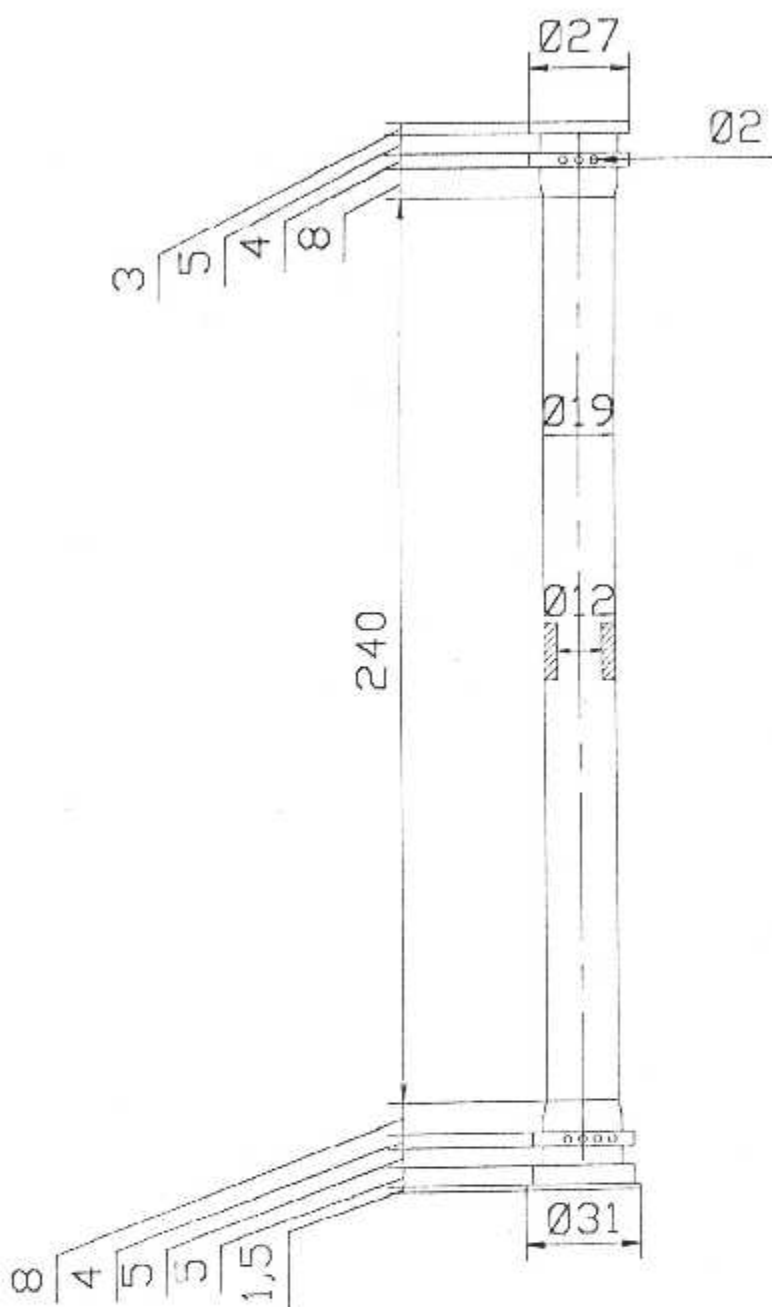
Arbre de transmission

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida

- Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

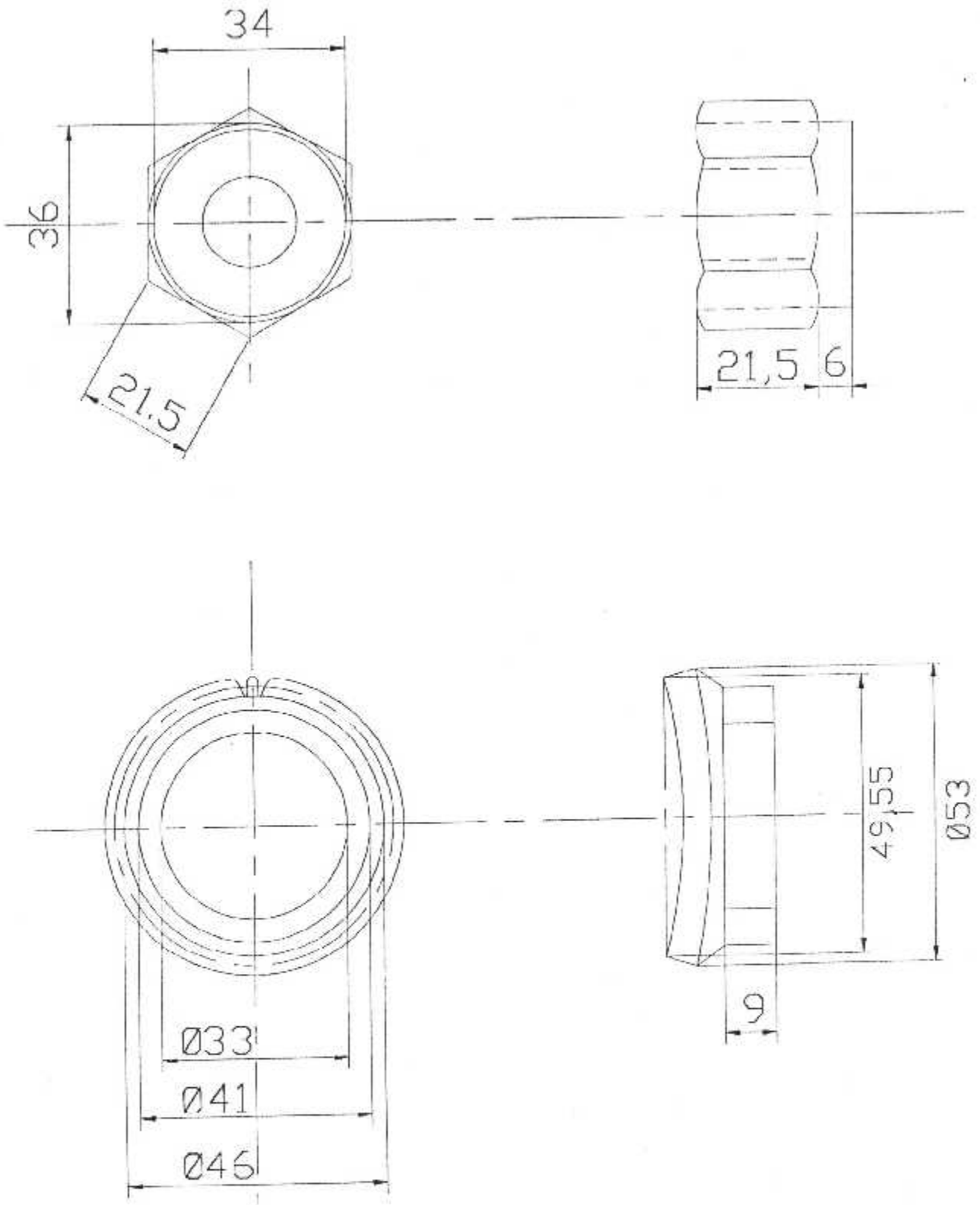
Tube de graissage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1

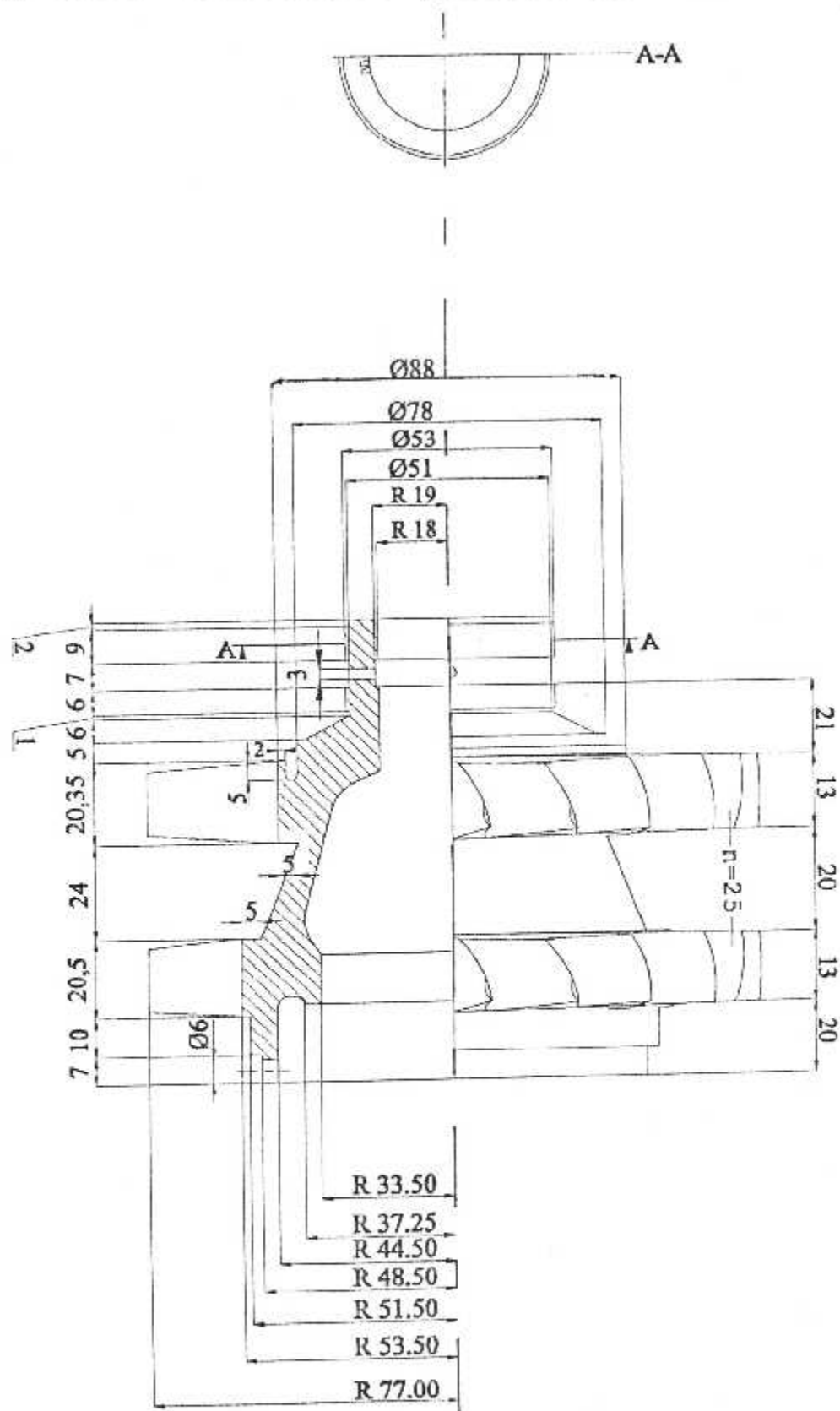
Ecrou de serrage
Pignon de transmission

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1,89/1

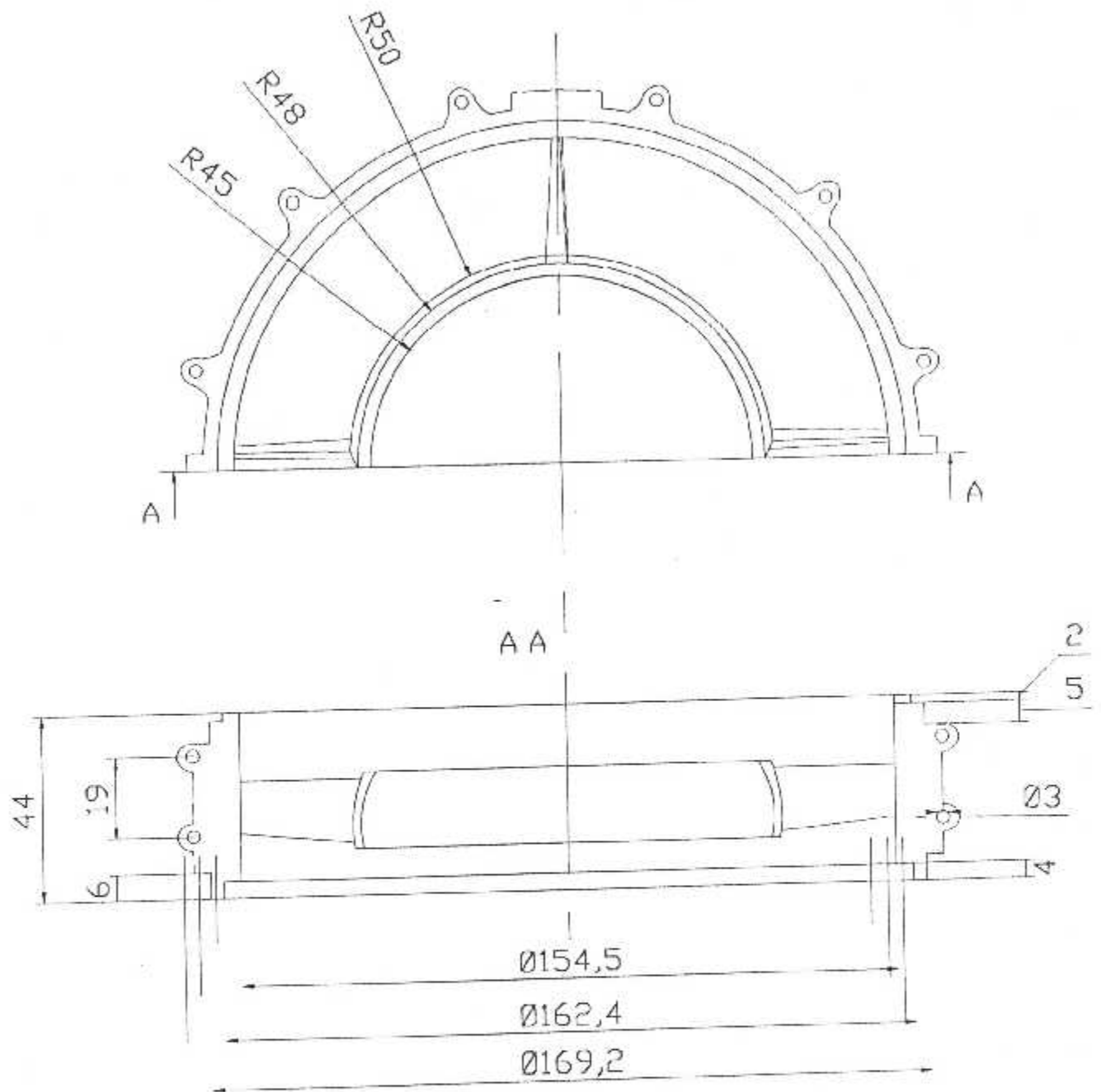
Compresseur axial

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida

Institut d'Aéronautique

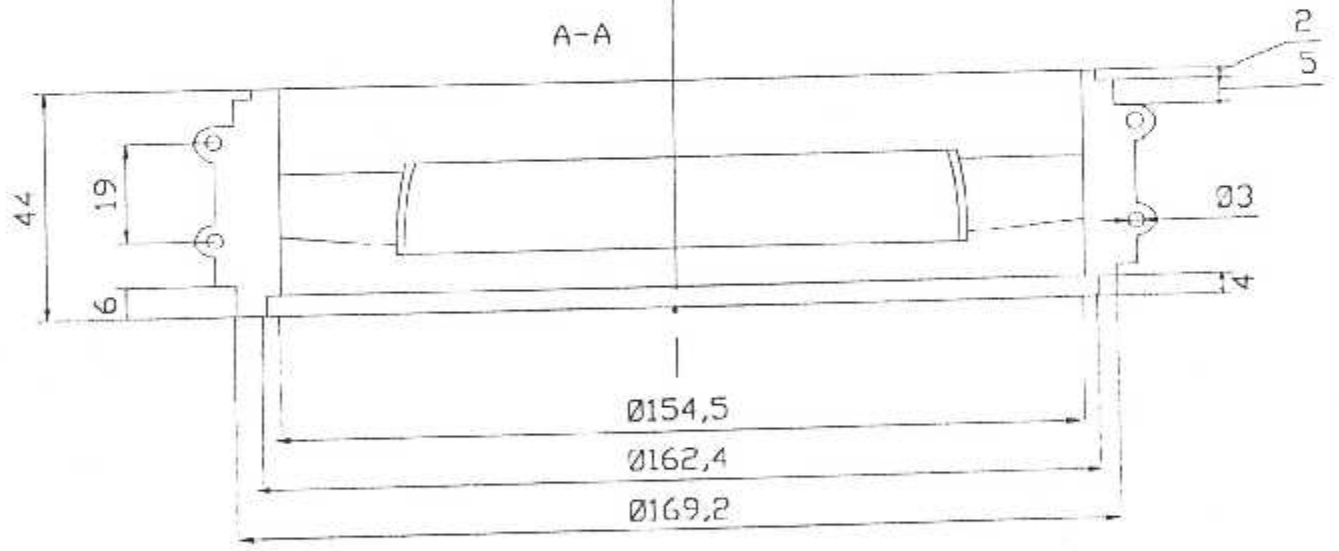
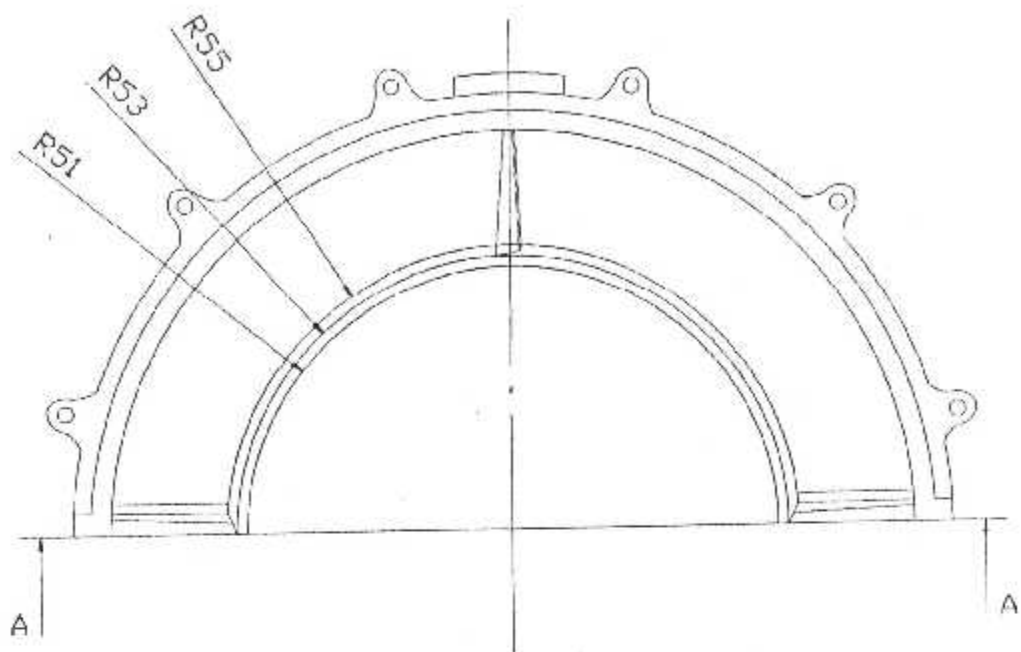
Echelle : 1/1.43

Stator compresseur 1er etage

3 ème Année

Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida

Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1.43

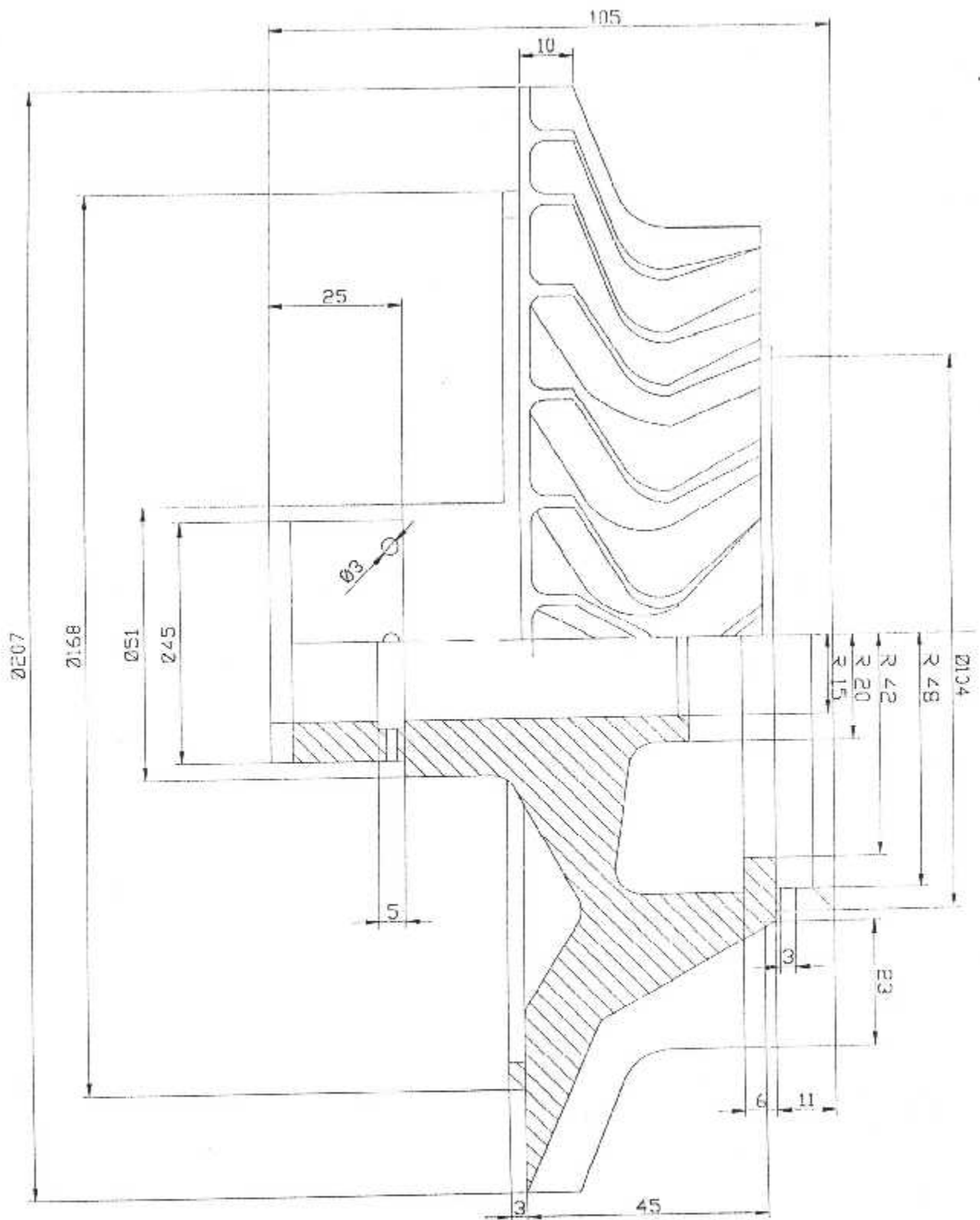
Stator compresseur 2ème etage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

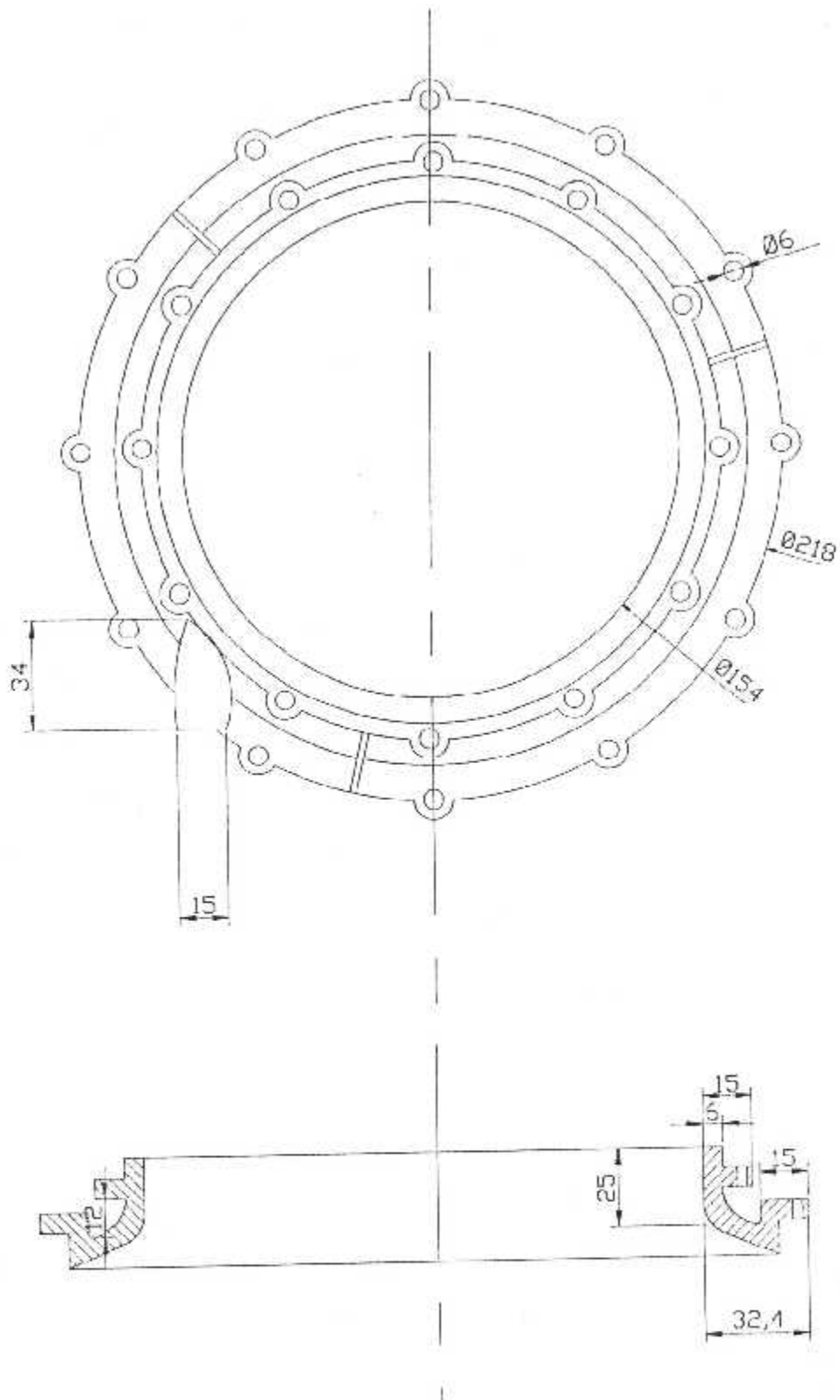
Compresseur centrifuge

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 09 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

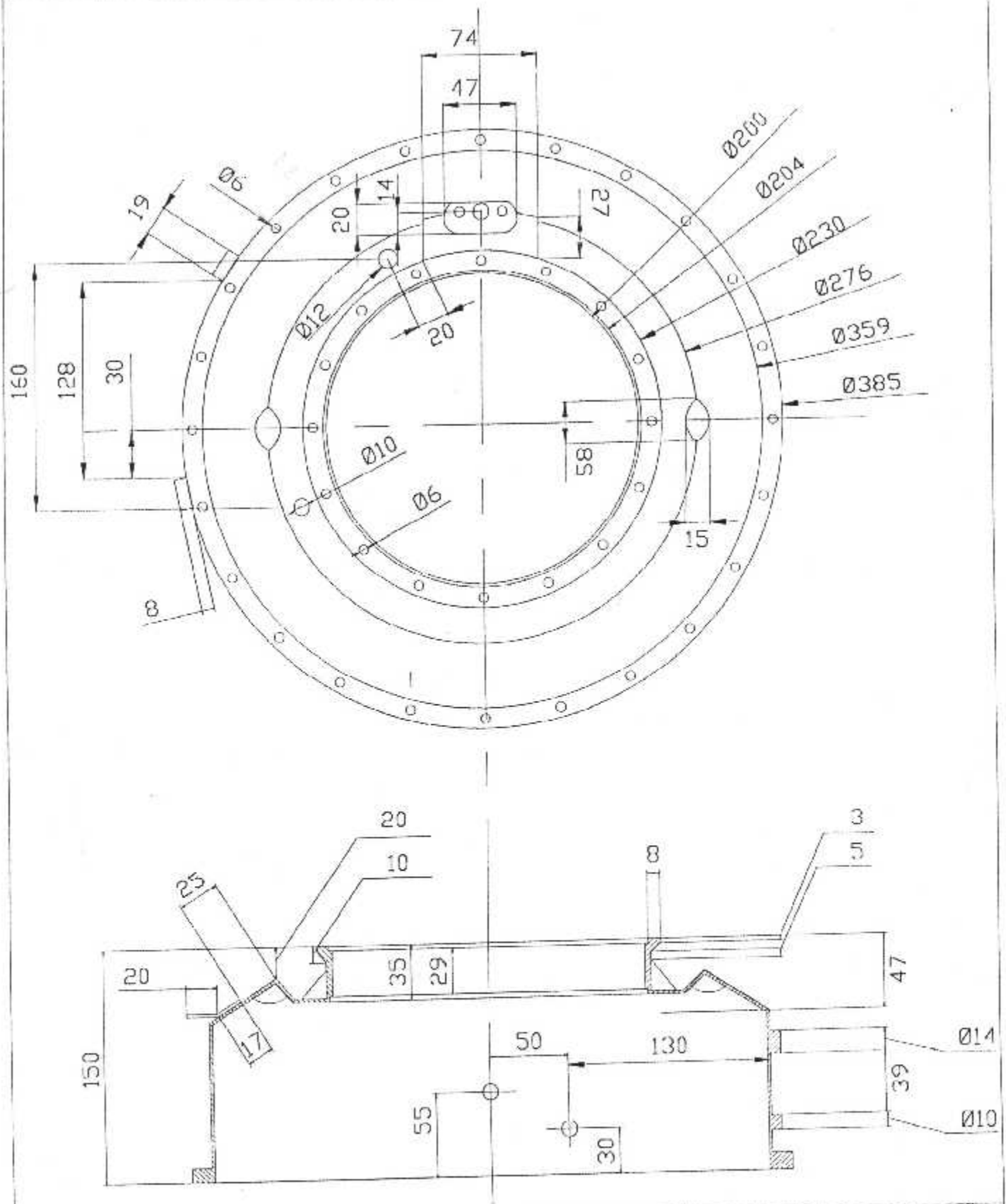
C[^]ale

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/3.33

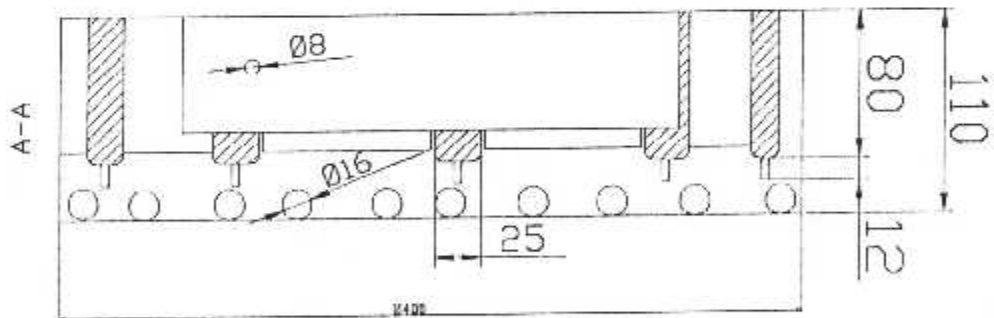
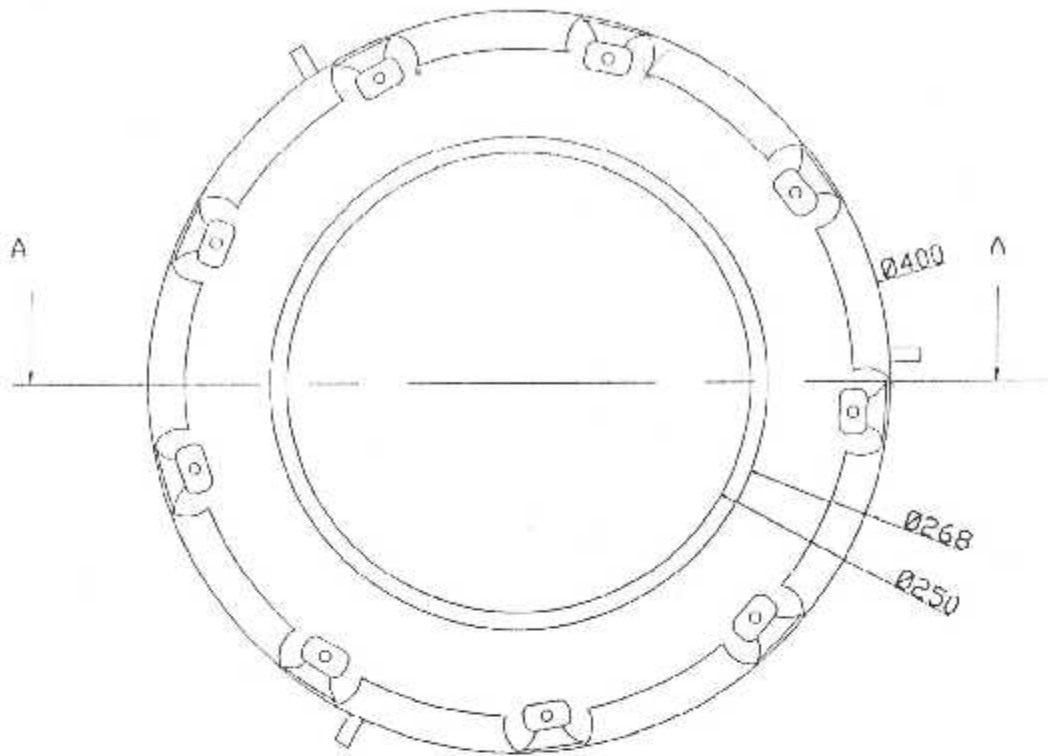
Carter de la chambre de combustion

3 ème Année

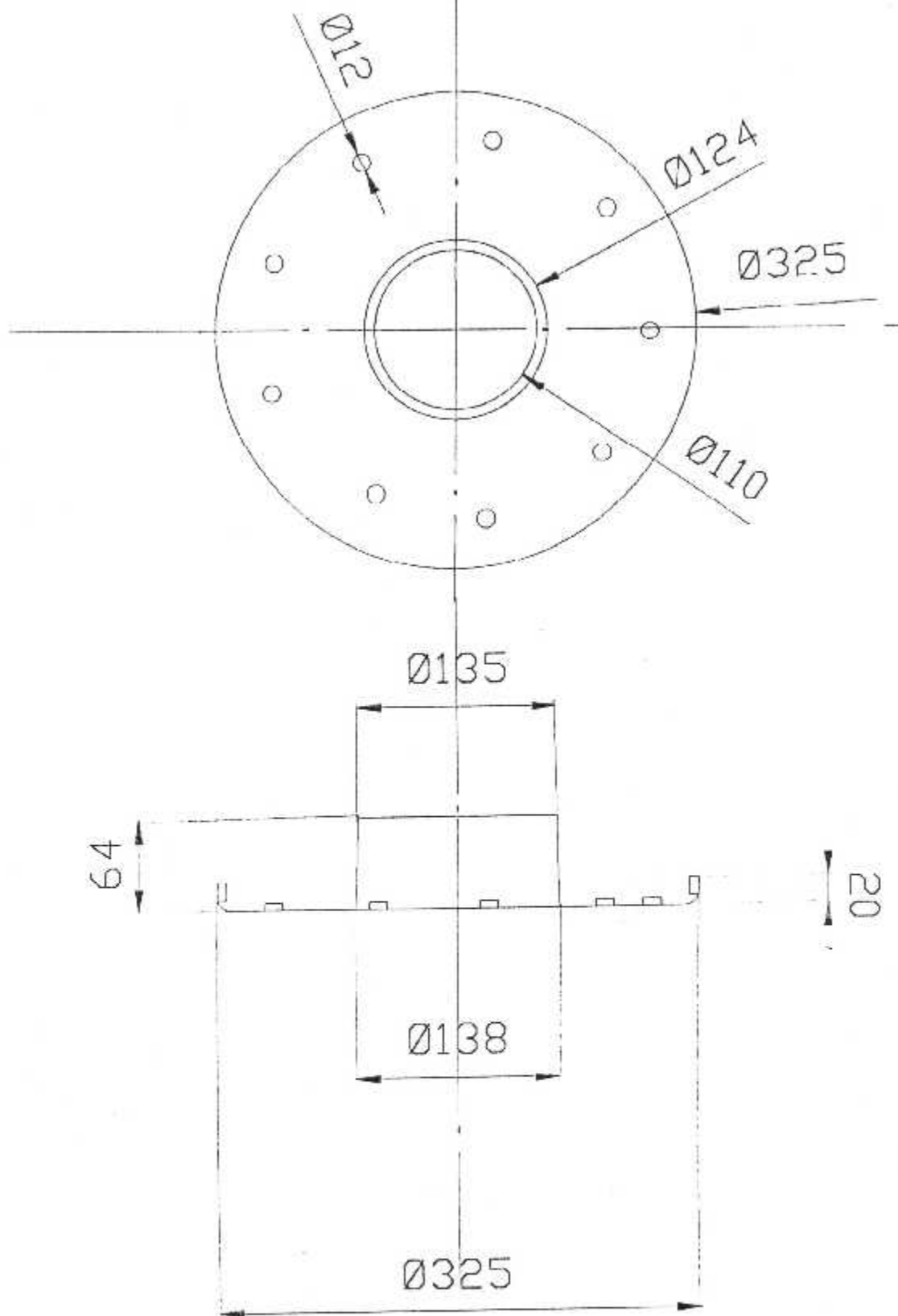


Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique	
Echelle : 1/4	Tube à flamme
	3 ème Année
Dessin N° :	Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/4

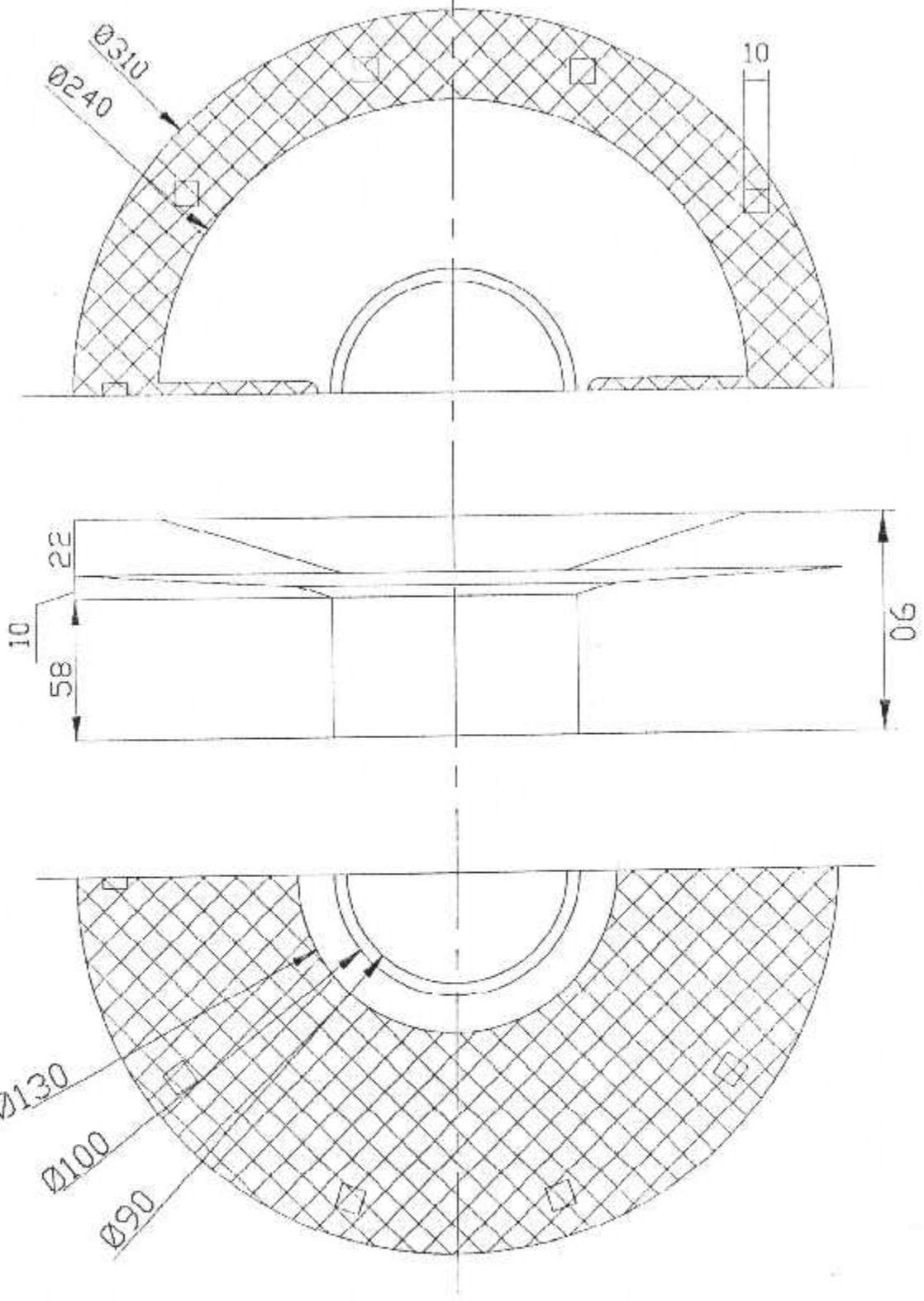
Convecteur de flux

3 ème Année

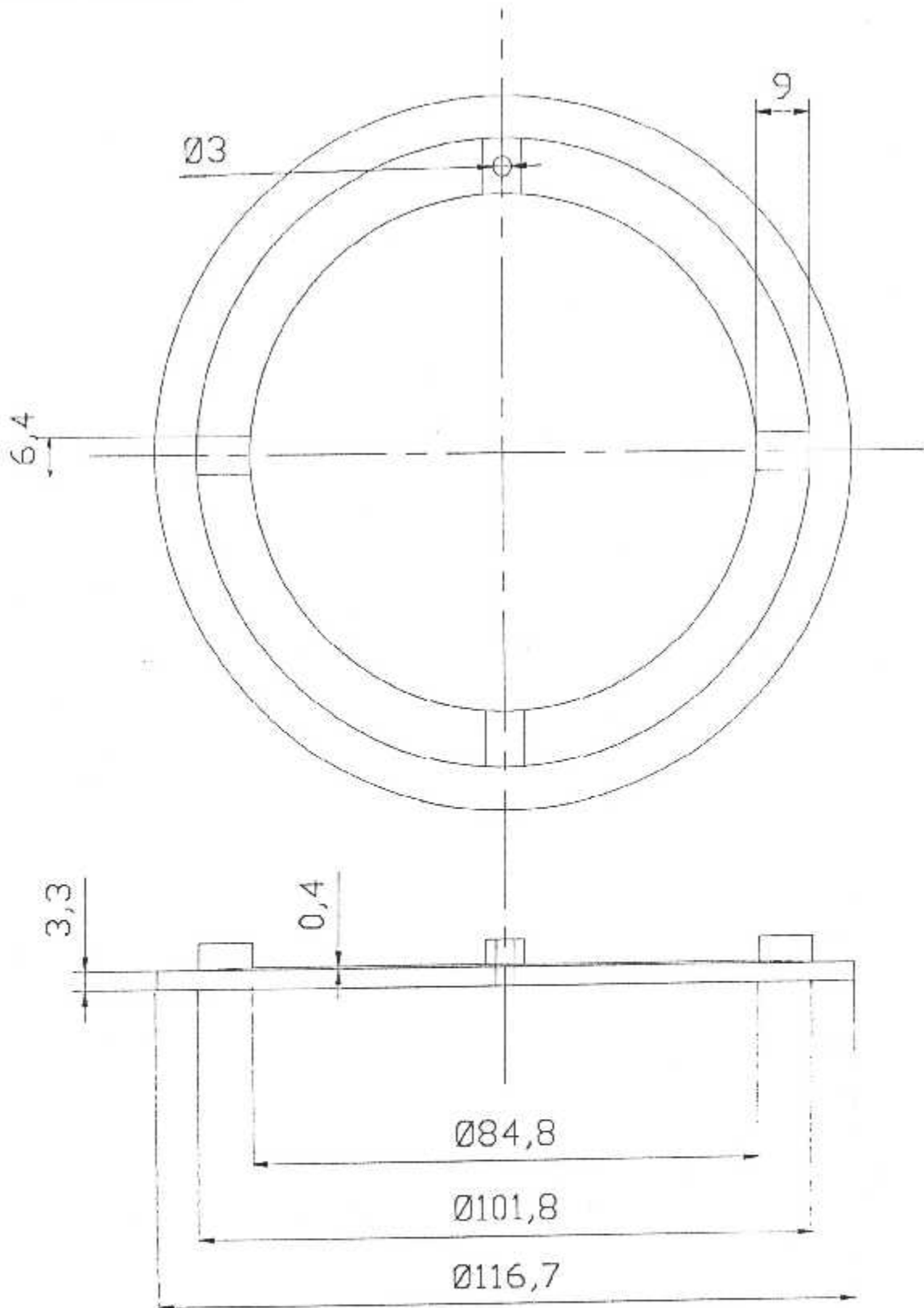


Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique		
Echelle : 1/2.5	Cloison thermique (par-feu)	3 ème Année
Dessin N° :		Le 10 05 2005



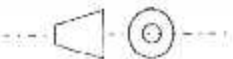
Université de blida

- Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1

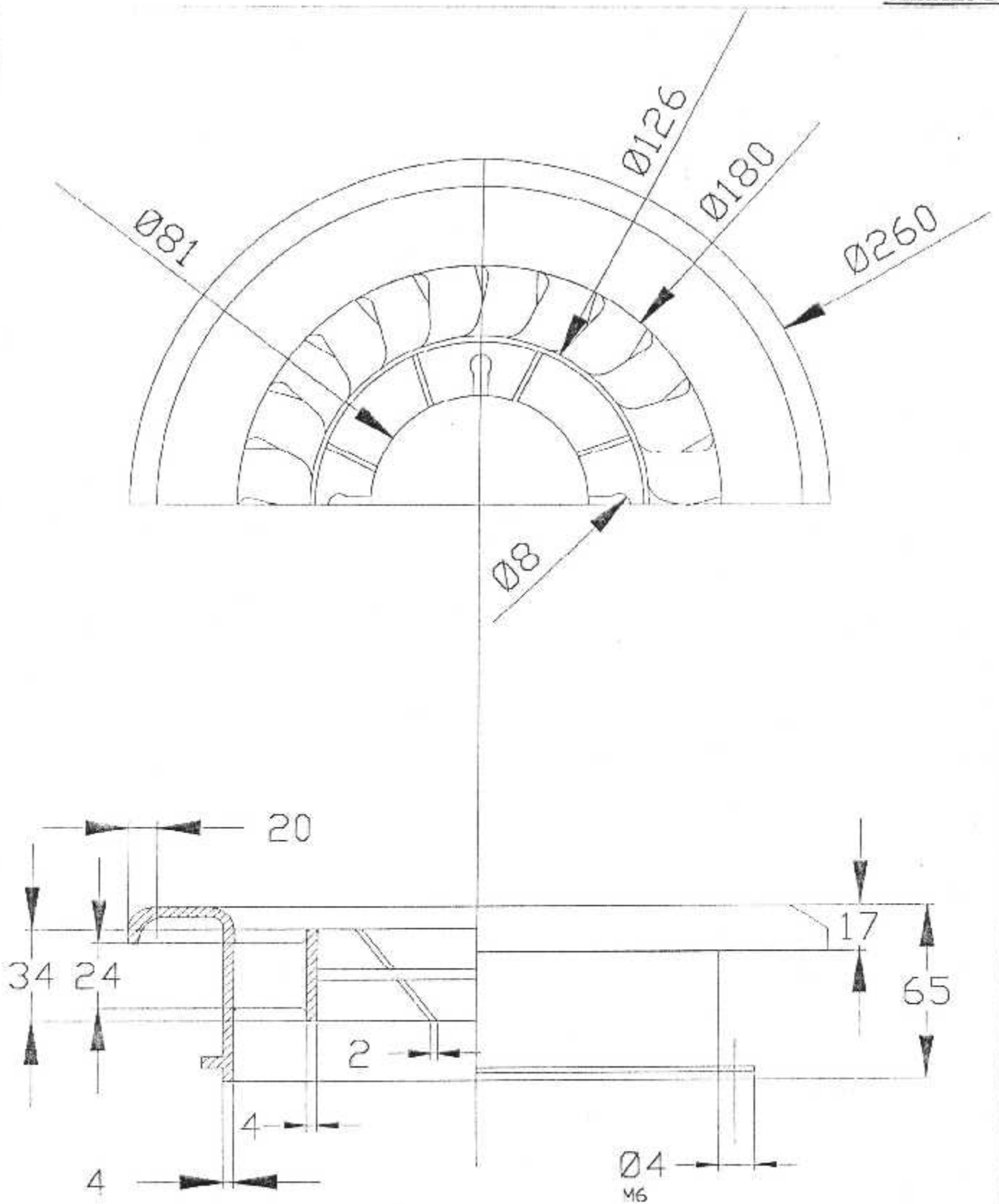
Joint de serrage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida

Institut d'Aéronautique

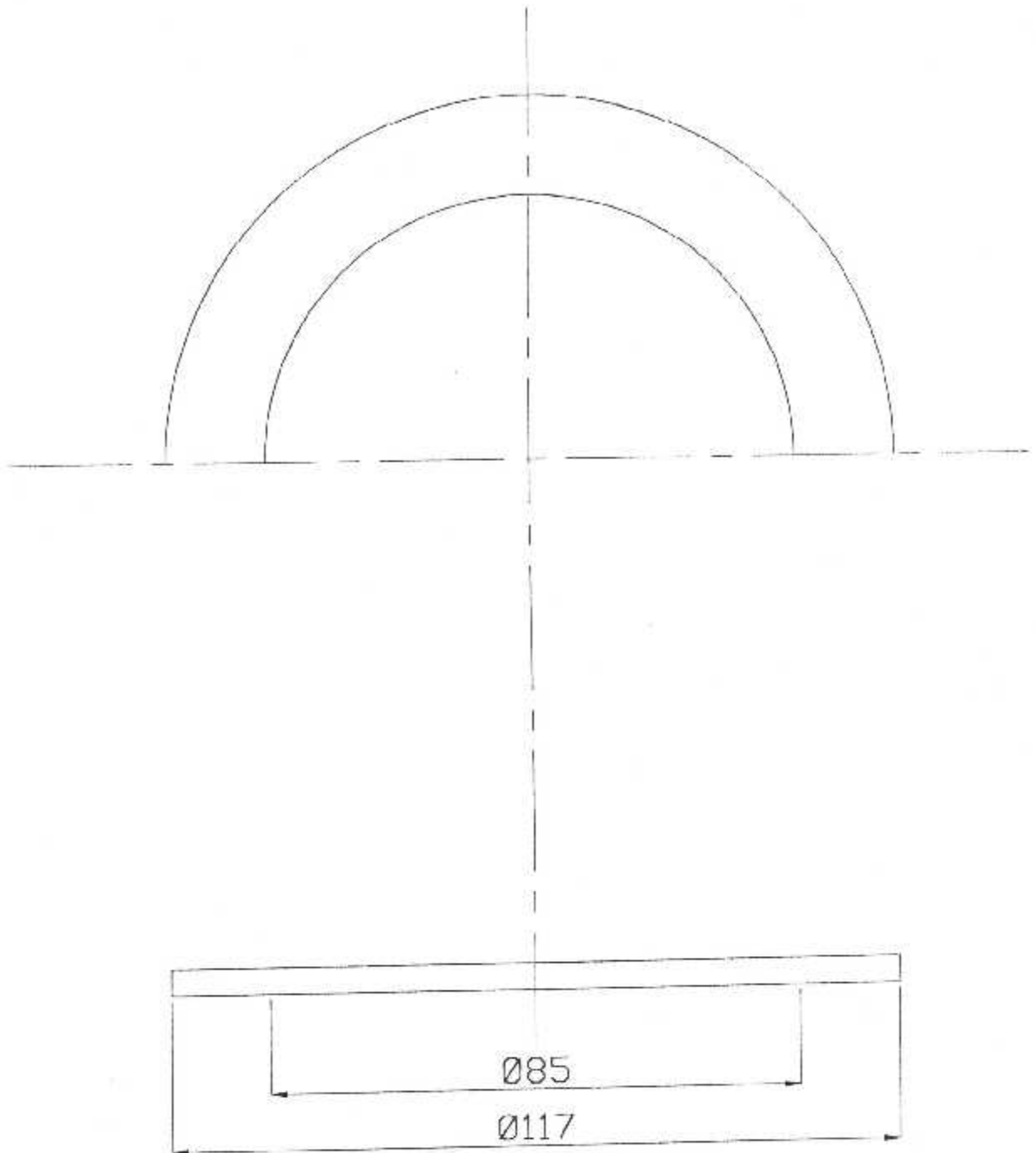
Echelle : 1/2

Stator turbine 1er etage

3 ème Année

Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1

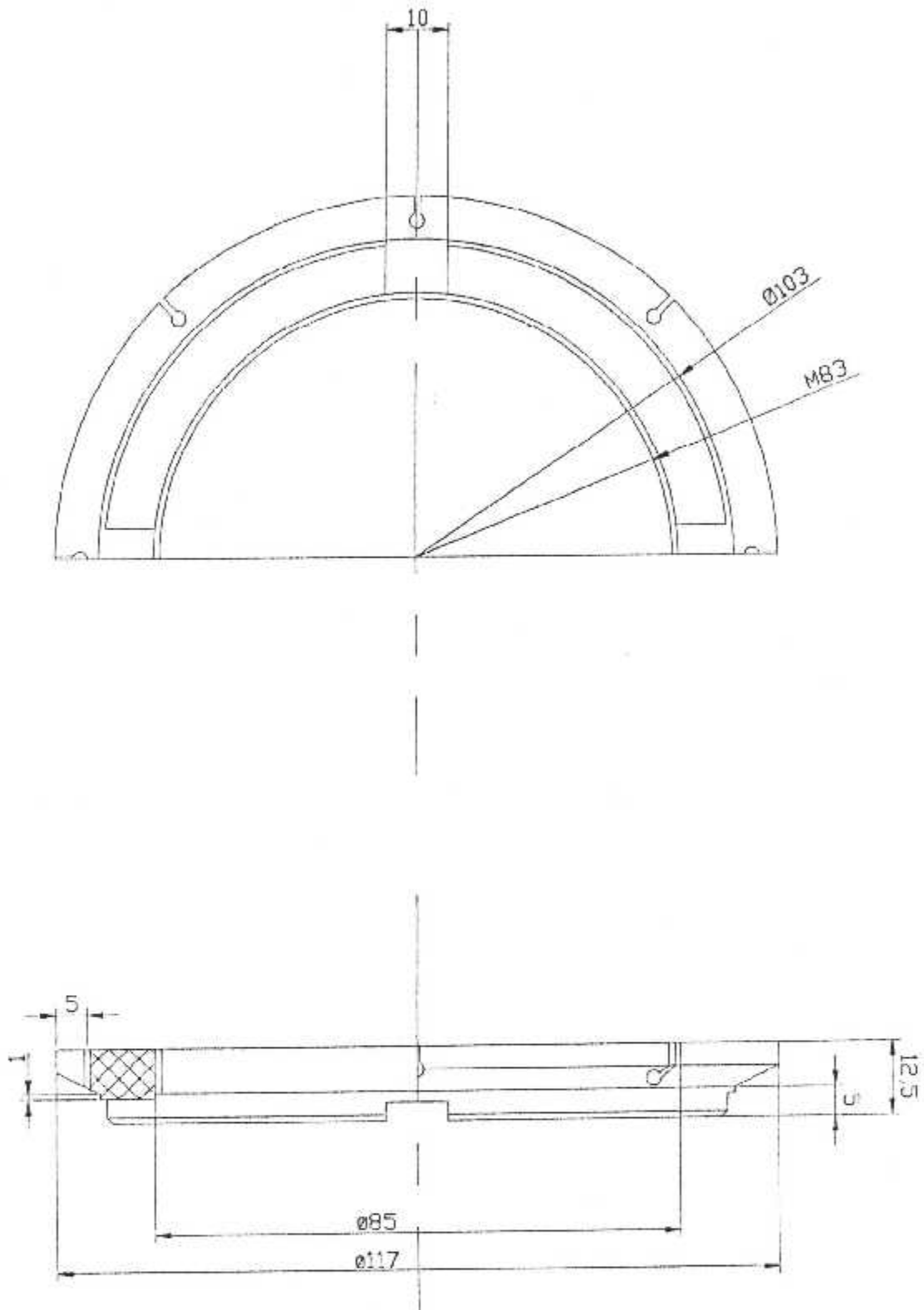
Joint de serrage

3^{ème} Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida

- Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1

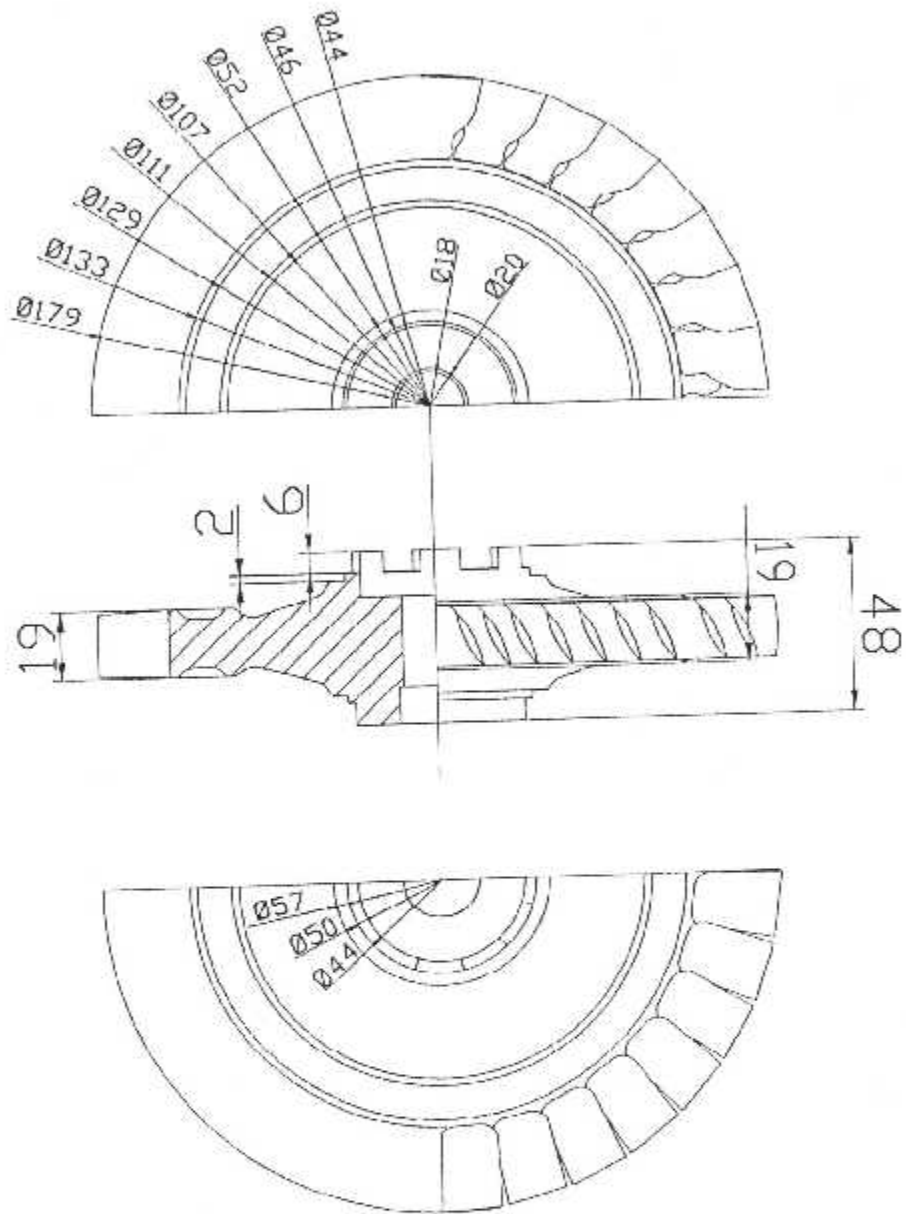
Câle

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

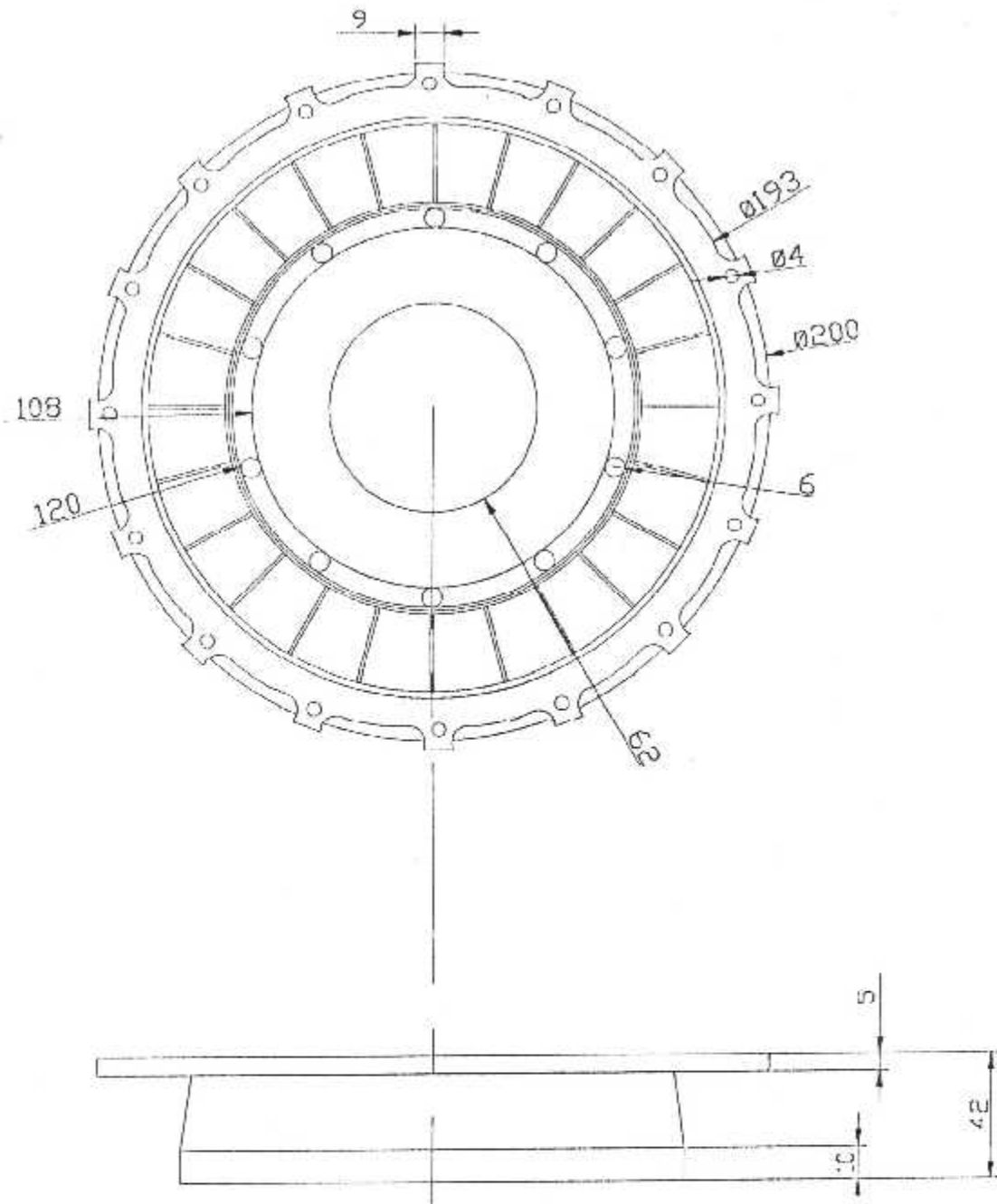
Rotor turbine 1er etage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/2

Stator turbine 2ème etage

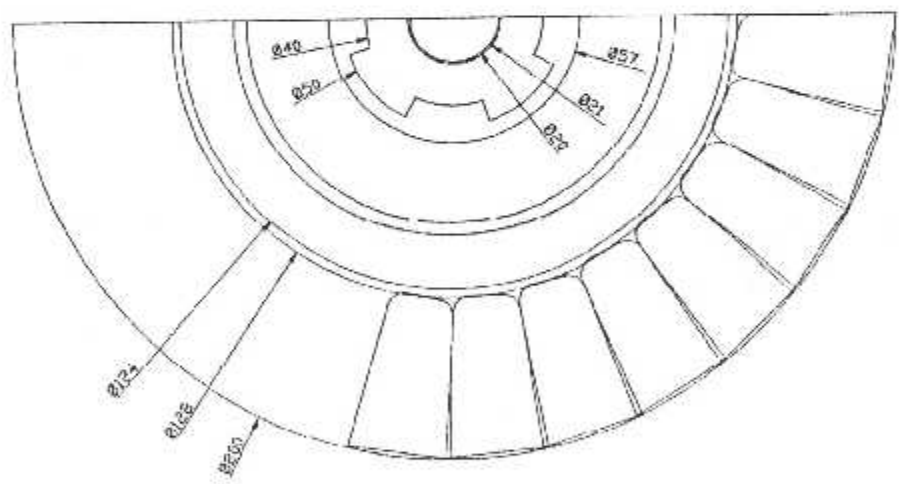
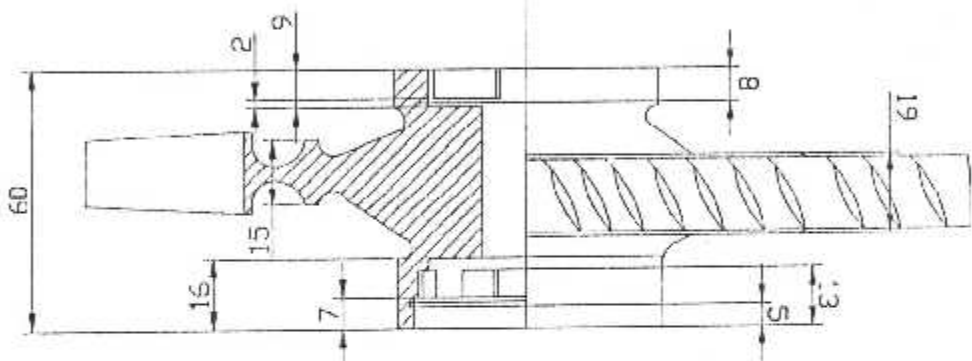
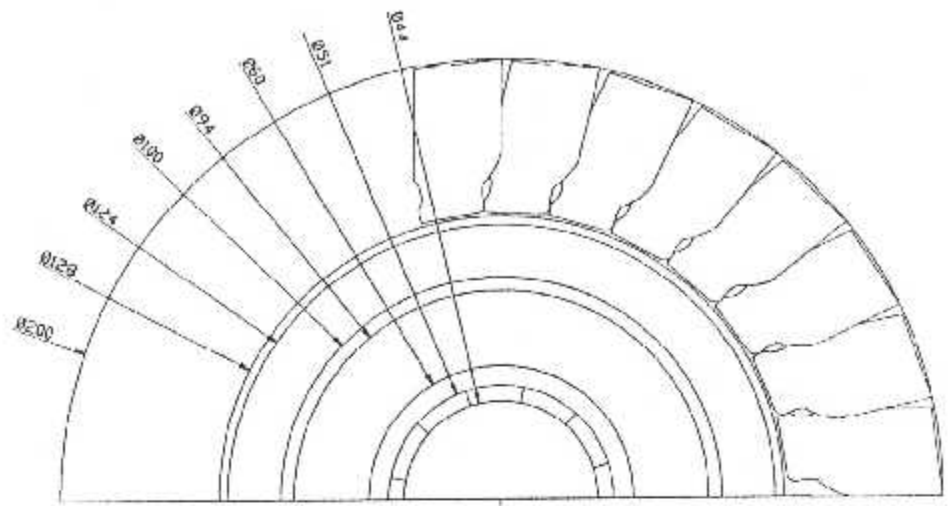
3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005

x
x



Université de blida - Institut d'Aéronautique

Echelle : 1/1.67

Rotor turbine 2ème etage

3 ème Année



Dessin N° :

Le 10 05 2005