



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Ingénierie

## Conception et Fabrication d'un mini-turbojet

**Rui Gonalo Gonalves Esteves Pereira**

Dissertation pour l'obtention du Diplôme de  
Master en **Ingénierie Aéronautique** (Cycle  
d'études intégré) (Version révisée après  
discussion)

Directeur de thèse : Prof. Docteur Francisco Miguel Ribeiro Proena Brójo

**Covilhã, Février 2020**



## Remerciements

Il y a beaucoup de personnes, sans l'aide desquelles cette thèse n'aurait pas été possible. Tout d'abord, mes plus grands remerciements à ma famille, qui m'a soutenu tout au long de ces cinq années. Leur aide et leurs encouragements ont certainement facilité la réalisation de ce projet.

Ensuite, ma gratitude à mon superviseur, le Professeur Francisco Brójo, qui a toujours été disponible pour aider et s'assurer que l'ensemble du projet suivait la bonne voie. De plus, la patience que le Professeur a démontrée tout au long de ce projet, face à plusieurs défis inattendus, a été immensément appréciée, car sans elle, je n'aurais pas pu atteindre les objectifs prédéterminés pour ce projet. Professeur, mes remerciements les plus sincères pour m'avoir permis de développer un tel projet.

Je tiens également à remercier M. Rui Paulo et M. João Correia pour l'aide apportée lors de la phase expérimentale. Sans leur soutien, cette expérience aurait certainement été plus difficile.

Enfin, je suis reconnaissant pour tout le soutien et les moments inoubliables en compagnie de mes amis, en particulier José et João, durant mes années académiques.



### Résumé

Le développement et la production de petits moteurs à propulsion par jet sont relativement récents, étant donné que ce type de turbine à gaz a commencé à être étudié et développé bien plus tôt. Cependant, avec l'évolution des temps, les turbines à gaz sont devenues un défi de plus en plus difficile à développer et à améliorer. Ce type de moteur nécessite une étude intense des différentes zones liées à son fonctionnement, exigeant de plus en plus de connaissances et de compétences pour qu'un petit détail soit amélioré. Bien que le détail puisse être petit, l'effet sur la performance générale est considérable.

Jusqu'à récemment, ces petits moteurs ont été développés sans un rôle significatif dans l'industrie aéronautique, étant uniquement utilisés pour les modèles réduits d'avions. Cependant, grâce à l'évolution de la science, ces moteurs commencent à être étudiés et préparés pour intégrer les Véhicules Aériens Non Habités, UAV, comme leur système de propulsion [1].

Ce projet consiste en le développement d'un turboréacteur, en respectant les dimensions de deux composants préalablement obtenus, le compresseur et la turbine, du modèle de turbo IHI RHB31 VZ21. Pour comprendre comment réaliser la conception avec le dimensionnement adéquat, l'étude de chaque composant présent dans un turboréacteur a été poursuivie, en parallèle avec les domaines fondamentaux relatifs au fonctionnement du turboréacteur, par exemple, les cycles thermodynamiques. À la fin d'une étude générale du turboréacteur, l'auteur a poursuivi avec la phase de conception, dans laquelle le processus de dimensionnement commence sur la base des informations contenues dans les diverses sources d'information, trouvées dans la bibliographie. Le dimensionnement a été réalisé par l'utilisation d'un facteur d'échelle. Ce facteur d'échelle a été obtenu par un rapport de diamètres de compresseurs. Brièvement, dans le livre de M.Thomas Kamps, l'auteur conseille au novice de diviser la taille de son compresseur par celle du compresseur utilisé pour le moteur de M.Thomas Kamps. Le rapport de diamètres, ou facteur d'échelle, a été appliqué aux autres composants, produits par M.Thomas Kamps, permettant d'arriver aux mesures pour cette turbine à gaz, en respectant les recommandations. Les dimensions du couvercle du compresseur, de la bride d'entrée, du diffuseur, de l'arbre, du tunnel d'accouplement de l'arbre, de la chambre de combustion, de l'anneau de distribution du carburant, de la buse avant la turbine avec aubes de guidage pour l'écoulement, de la buse des gaz d'échappement et, enfin, de l'enveloppe externe, ont été obtenues. La prochaine étape a été le processus de conception des composants mentionnés, en relation avec les conceptions observées dans la littérature étudiée, en utilisant le logiciel de trois dimensions CATIA V5R18. La conception est un processus empirique, qui devient extrêmement difficile à considérer comme absolue.

Le processus de fabrication du turboréacteur a été réalisé une fois le processus de conception terminé. L'action suivante a été d'obtenir les matériaux nécessaires à la production des pièces, essentiellement de l'aluminium et de l'acier inoxydable. L'aluminium utilisé était de l'aluminium coulé, qui a ensuite été usiné pour acquérir les formes requises selon le design établi. La plupart des composants ont été produits à partir de feuilles de tôle d'acier inoxydable, dans lesquelles les pièces ont été découpées selon leurs dimensions et formes, en géométrie plane. Le chapitre décrivant le processus de fabrication, ainsi que le processus de conception, est expliqué pour permettre une future reproduction du travail accompli ou une adaptation pour un ensemble compresseur/turbine différent.

avaient des dimensions extrêmement petites pour être produites sur une fraiseuse verticale à commande numérique à cinq axes. De plus, la soudure appliquée sur les pièces produites n'a pas été exécutée avec la qualité exigée, même après avoir augmenté l'épaisseur des pièces pour faciliter le processus, comme expliqué dans le chapitre 4.3. Par conséquent, l'un des objectifs n'a pas été atteint en raison des moyens insuffisants qui ont empêché la fabrication des parties du moteur à réaction.

## Mots-clés

Modèle de turbojet, Mini-turbojet, Cycles thermodynamiques, Conception, Dimensionnement, CATIA V5R18, Processus de fabrication.

## Résumé

Le développement et la production de petits moteurs avec un système de propulsion à réaction sont relativement récents, en tenant compte du fait que ce type de turbine à gaz a commencé à être étudié et développé bien des années avant la première construction de ces petits turboréacteurs. Cependant, avec le temps, les turbines à gaz se sont avérées être un défi plus grand, devenant de plus en plus difficiles à développer et à améliorer. La turbine à gaz nécessite une étude intense des différentes zones liées à son fonctionnement, exigeant des connaissances et des compétences supplémentaires pour améliorer un petit détail. Bien que le détail puisse être minime, l'effet sur la performance globale serait considérable.

Jusqu'à récemment, ces petits moteurs étaient développés sans jouer un rôle significatif dans l'industrie aéronautique, étant uniquement utilisés pour les modèles de moteurs à réaction. Cependant, en raison de l'évolution scientifique, ces moteurs sont étudiés et préparés pour intégrer les véhicules aériens sans pilote, UAV, comme leur système de propulsion [1].

Cette dissertation consiste en le développement d'un turboréacteur, à petite échelle, respectant les dimensions des deux composants précédemment obtenus, le compresseur et la turbine, du modèle turbo IHI RHB31 VZ21. Pour comprendre comment réaliser une conception avec des dimensions appropriées, l'étude de chaque composant présent dans un turboréacteur a été menée, en parallèle avec les domaines fondamentaux concernant le fonctionnement d'un turboréacteur, tels que les cycles thermodynamiques. À la fin d'une étude générale du turboréacteur, l'auteur est passé à la phase de conception, dans laquelle le processus de dimensionnement commence sur la base des informations contenues dans les diverses sources d'information trouvées dans la bibliographie. Le dimensionnement a été réalisé en utilisant un facteur d'échelle. Ce facteur d'échelle a été obtenu par le rapport des diamètres du compresseur. En bref, dans le livre de M.Thomas Kamps, l'auteur conseille au novice de diviser le diamètre de son compresseur par celui utilisé pour le moteur de M.Kamps. Le rapport des diamètres, ou le facteur d'échelle, a été appliqué aux composants restants, produits par M.Thomas Kamps, afin d'obtenir les mesures pour cette turbine à gaz, en respectant les recommandations. Les dimensions du carter de compresseur, de la bride d'entrée, du diffuseur, de l'arbre, du logement d'arbre, de la chambre de combustion, de l'anneau de distribution de carburant, des aubes de guidage de buse, de la buse d'échappement et, enfin, du carter extérieur ont été obtenues. La prochaine étape était le processus de conception des composants mentionnés, en ce qui concerne les conceptions observées, trouvées dans la littérature étudiée, en utilisant le logiciel de conception tridimensionnelle CATIA V5R18. La conception est un processus empirique, qui se révèle extrêmement difficile pour considérer une conception comme absolue.

Le processus de fabrication du turboréacteur a été exécuté une fois le processus de conception terminé. L'action suivante consistait à acquérir le matériel nécessaire à la production des pièces, essentiellement de l'aluminium et de l'acier inoxydable. L'aluminium utilisé était de l'aluminium coulé, qui a ensuite été travaillé pour obtenir la forme demandée selon le design établi. La majorité des composants ont été fabriqués à partir de feuilles d'acier inoxydable, dans lesquelles les pièces ont été découpées selon leurs dimensions et leur forme, en géométrie plane. Le chapitre décrivant le processus de fabrication, ainsi que le processus de conception, est expliqué pour permettre une reproduction future du travail accompli ou une adaptation pour un ensemble compresseur/turbine différent.

Malheureusement, la fabrication du diffuseur et du carter de compresseur n'était pas possible, car leurs dimensions étaient extrêmement petites pour être produites dans le centre d'usinage vertical à 5 axes. De plus, la soudure appliquée aux pièces fabriquées n'a pas été exécutée avec la qualité requise,

même en ayant augmenté l'épaisseur du matériau pour faciliter le processus, comme expliqué dans le chapitre 4.3. Par conséquent, l'un des principaux objectifs n'a pas été atteint en raison des moyens insuffisants qui ont empêché la fabrication des pièces du moteur à réaction.

### Mots-clés

Modèle de moteur à réaction, mini-turbojet, cycles thermodynamiques, Conception, Dimensionnement, CATIA V5R18, Processus de fabrication.



ix

3.2 Processus de fabrication.	4	0
<b>4 Cas Pratiques</b>		<b>43</b>
4.1 Résultats du dimensionnement		43
4.2 Conception du prototype de mini-turboréacteur		43
4.2.1 compresseur		43
4.2.2 bride d'entrée		44
4.2.3 carter de compresseur		45
4.2.4 Diffuseur		47
4.2.5 Arbre et boîtier d'arbre		48
4.2.6 Chambre de combustion		49
4.2.7 distributeur de carburant		50
4.2.8 Système de guide d'aubes de buse		51
4.2.9 Turbine		51
4.2.10 Buse d'échappement, Carter extérieur, et Roulements		52
4.3 Fabrication des Composants		54
4.3.1 Processus de formage.	55	
4.3.2 Processus de fraisage.	57	
4.3.3 Processus de tournage.	58	
4.3.4 Processus de brasage.	59	
4.3.5 Processus de soudage.	60	
<b>5 Conclusion</b>		<b>63</b>
5.1 Inconvénients.	63	
5.2 Travaux futurs et recommandations.	64	
<b>Bibliographie</b>		<b>65</b>
<b>Annexes</b>		<b>69</b>

## Liste des figures

2.1 Éolipyle [5] .3 2.2 Statoréacteur [8] .5 2.3 Pulso-réacteur [8] .5 2.4 Moteur-fusée [8] .5  
2.5 Turboréacteur [6] .5 2.6 Turbopropulseur [11] .6 2.7 Turbomoteur [12] .6 2.8 Turbofan  
[6] .6 2.9 Moteur à fort taux de dilution, Rolls Royce RB.211 [6] .6 2.10 Cycle ouvert [14] .  
11 2.11 Cycle fermé [14] .11 2.12 Composants de moteur à réaction et états  
thermodynamiques analogues [16] . . . . . 11 2.13 Numérotation des stations de  
turboréacteur [16] .12 2.14 Entrée subsonique [26].19 2.15 Entrée supersonique  
axisymétrique [26] .19 2.16 Entrée supersonique rectangulaire [26] .19 2.17 Compresseur  
centrifuge [8] .19 2.18 Types de roue à aubes [27] .20 2.19 Évolution de la pression et de l  
a vitesse dans le système roue à aubes-diffuseur [27] . . 20 2.20 Compresseur axial [6] .21  
2.21 Changements de pression et de vitesse dans un compresseur axial [8] .21 2.22  
Compresseur axial à simple corps [8] .22 2.23 Compresseur axial à double corps [8] .22  
2.24 Types de diffuseur [29] .23 2.25 Chambre de combustion [8] .23 2.26 Répartition de  
l'air à l'intérieur du brûleur [8] .24 2.27 Chambre de combustion multiple [8] .25 2.28  
Chambre de combustion tubo-annulaire [8] .25 2.29 Chambre de combustion annulaire [8] .  
26 2.30 Turbine à impulsion [8] .27 2.31 Variation des propriétés tout au long de [8] .27  
2.32 Turbine à flux radial en porte-à-faux [27] .28 2.33 Turbine à flux radial mixte [27] .29  
2.34 Tuyère convergente-divergente.30 2.35 Modes d'injection de carburant [29] .31 2.36  
Turbocompresseur, Brevet d'Alfred Büchi [32] .32 2.37 Composants de  
turbocompresseur.32 2.38 Travail du turbocompresseur[35] .32 2.39 Exemple de carte de  
compresseur[34] .33 2.40 Carte de compresseur RHB31VZ21 [36] .34 3.1 Carter de  
compresseur [29] .36 3.2 Diffuseur [29] .37

3.3 Profil de pales de diffuseur[29]	.37
3.4 Arbre [29]	.37
3.5 Logement d'arbre [29]	.37
3.6 Tube de flamme extérieur [29].38	3.7
3.7 Tube de flamme interne[29]	.38
3.8 Buse d'échappement [29]	.39
3.9 Procédure de conception du diffuseur.	42
4.1 Opération de l'arbre du compresseur CAO.	44
4.2 Croquis des aubes du compresseur CAO.	44
4.3 Vue du compresseur CAO.	44
4.4 Vue du compresseur CAO.	44
4.5 Vue de face de l'entrée.	45
4.6 Vue arrière de l'entrée.	45
4.7 Vue latérale de l'entrée.	45
4.8 Vue isométrique de l'entrée.	45
4.9 Croquis de l'enveloppe du compresseur.	46
4.10 Hauteur des plans de conception de l'enveloppe du compresseur.	46
4.11 Vue latérale de l'enveloppe du compresseur.	46
4.12 Vue arrière de l'enveloppe du compresseur.	46
4.13 Vue isométrique de l'enveloppe du compresseur.	46
4.14 Base du diffuseur.	47
4.15 Aube en forme de coin du diffuseur.	47
4.16 Profil aérodynamique de l'aube axiale du diffuseur.	47
4.17 Vue isométrique du diffuseur.	48
4.18 Croquis du boîtier d'arbre.	48
4.19 Croquis de l'arbre.	48
4.20 Croquis du tube de flamme extérieur.	49
4.21 Croquis du tube de flamme intérieur.	49
4.22 Vue isométrique du tube de flamme intérieur.	49
4.23 Vue isométrique du tube de flamme extérieur.	50
4.24 Bague de carburant.	50
4.25 Système NGV.	51
4.26 Vue du système des aubes de guidage de la tuyère.	51
4.27 Vue du système des aubes de guidage de la tuyère.	51
4.28 Croquis de l'opération de l'arbre de turbine.	52
4.29 Croquis de l'aube de turbine.	52
4.30 Vue isométrique de la turbine.	52
4.31 Croquis de la tuyère d'échappement.	53
4.32 Vue isométrique de la tuyère d'échappement.	53
4.33 Vue isométrique du carter extérieur.	53
4.34 Croquis du carter de palier.	53
4.35 Croquis des sphères de palier.	53
4.36 Exemple de palier 618/5.	54
4.37 Four.	55
4.38 Aluminium coulé.	55
4.39 Échantillons des pièces découpées au jet d'eau.	55

4.40 Trous pointés dans les tubes de flamme simples.56 4.41 Tubes de flamme simples percés.56 4.42 Buse d'échappement.56 4.43 Tube de flamme interne.56 4.44 Tube de flamme extérieur.56 4.45 Carter extérieur.56 4.46 Turbine percée.57 4.47 Aubes du système de guide d'aubes de buse.57 4.48 Base de la turbine.58 4.49 Partie environnante et supérieure du système de guide d'aubes de buse.58 4.50 Logement d'arbre.58 4.51 Bride d'entrée.59 4.52 Arbre.59 4.53 Support de bague de carburant.60 4.54 Bague de carburant.60 4.55 Buse d'échappement.61 4.56 Carter extérieur.61 4.57 Vue de face du tube de flamme interne.61 4.58 Vue arrière du tube de flamme interne.61 4.59 Tube de flamme extérieur.62 4.60 Parties externes de l'Aube de guidage de buse.62 4.61 Partie interne du système de guide d'aubes de buse.62 B.1 Bride d'entrée.70 B.2 Carter de compresseur.71 B.3 Diffuseur.72 B.4 Logement d'arbre.73 B.5 Arbre.74 B.6 Entretoises.75 B.7 Tube de flamme interne avec support de bague de carburant.76 B.8 Tube de flamme extérieur.77 B.9 Système de guide d'aubes de buse.78 B.10 Carter extérieur.79 B.11 Buse d'échappement.80 C.1 "Chambre de combustion".81 C.2 "Vue de face du turbojet".82 C.3 "Vue de la section médiane du turbojet".82 C.4 "Vue arrière du turbojet".83 C.5 "Vue isométrique 3D 1 du turbojet".84 C.6 "Vue isométrique 3D 2 du turbojet".85 C.7 "Vue isométrique 3D de la section médiane du turbojet".86



## Liste des tableaux

2.1 Avantages et inconvénients des différentes roues à aubes [27].21 2.2 Carburants [29] .  
30 1 Liste des pièces.69 2 Spécifications techniques du Turbo VZ21 [36] .87





## Nomenclature

$A$	Section transversale $m^2$	$a$	Vitesse du son $m/s$
$c$	Chaleur spécifique $kJ/kgK$	$E$	Puissance
$W$	Poussée $N$	$F$	Poussée spécifique $Ns/kg$
$H$	Valeur calorifique du carburant $J/kg$	$V$	Rapport carburant/air
$h$	Enthalpie spécifique $J/kg$	$K$	Énergie
$M$	Nombre de Mach	$m$	Masse $kg$
$J$	Énergie cinétique	$\dot{m}$	Débit
$kg$	Énergie potentielle	$JP$	
$Pa$	Pression	$Q$	Taux de chaleur
$W$	Constante des gaz réels $kJ/kgK$	$R$	Consommation spécifique de carburant $mg/Ns$
$T$	Température $K$	$V$	Vitesse $m/s$
$W$	Taux de travail	$\eta_p$	Efficacité propulsive
$\gamma$	Rapport de capacité cal	$\pi$	Rapport de pression
$\rho$	Densité $kg/m^3$	$\tau$	
$\lambda$	Rapport maximal	$\theta$	Énergie du fluide en écoulement

# Indices

<i>a</i>	Air <i>b</i>
Brûleur <i>c</i>	Compresseur
<i>cc</i>	Chambre de
combustion <i>f</i>	Carburant
<i>in</i>	Entrée <i>m</i>
Mécanique <i>o</i>	Global
<i>out</i>	Sortie <i>p</i>
Pression constante <i>r</i>	
Conditions d'écoulement libre	
<i>t</i>	Turbine <i>th</i>
Thermique <i>v</i>	Volume
constant0	Total1
État initial2	État final

## **Liste des acronymes**

CAO Conception Assistée par Ordinateur CATIA Application  
Interactive de Conception Assistée en Trois Dimensions CC Chambre de  
combustion CNC Commande Numérique FABLAB Laboratoire de  
Fabrication NGV Aubes de guidage de buse RC Radio Commandé TSFC  
Consommation spécifique de carburant de poussée UAV Véhicule Aérien  
Sans Pilote UBI Université de Beira Interior



# Chapitre 1

## Motivation et Objectifs

### 1.1 Motivation

Le rêve de l'homme de voler était une idée qui nous intriguait et qui occupait nos pensées depuis longtemps. Nous avons commencé par l'observation des oiseaux en vol, puis l'invention du cerf-volant, l'ornithoptère de Léonard de Vinci, le premier ballon à air chaud, également connu sous le nom de ballon de Montgolfier, le planeur, l'aérodrome et, enfin, le Planeur des frères Wright [2].

À partir de l'étude pour trouver des ailes durables pour la génération de portance, des études sur les systèmes de propulsion étaient également en cours, car nous comprenions que pour avoir un vol durable, il fallait une source d'énergie. Les machines à vapeur ont été les premières à être créées, suivies par le moteur à combustion interne, puis par la turbine à gaz. Enfin, notre rêve est devenu réalité lorsque les frères Wright ont effectué le premier vol.

Nous avons commencé à développer de nouvelles ailes d'avion, des matériaux, des structures et des systèmes de propulsion. Ils ont tous été soumis à une étude et une investigation intenses jusqu'à ce que nous atteignions les avions modernes, et, pourtant, nous ne cessons pas d'enquêter pour de nouvelles améliorations. Développer les avions modernes nous a permis de traverser les continents et d'interagir avec différentes cultures. De plus, pour pouvoir atteindre un autre continent en quelques heures, l'avion doit être extrêmement bien conçu, construit et équipé. Les moteurs de l'avion fournissent une quantité importante de traction, permettant à l'avion d'atteindre la vitesse nécessaire pour l'opération en question. C'est en fonction de l'objectif de l'avion, par exemple, les opérations militaires à longue portée, les vols commerciaux ou les situations de combat, qu'ils sont développés et améliorés dans les moindres détails. Par exemple, dans les situations de combat, les avions sont construits pour voler à une vitesse étonnante qui dépasse la vitesse du son, 343 m/s [3]. Les moteurs à turbine à gaz, avec le progrès technologique et scientifique, ne sont plus hors de portée pour quelqu'un qui est intéressé et souhaite en construire un. Heureusement, de nos jours, il existe des mini-turboréacteurs que l'on peut construire et améliorer.

Les moteurs à réaction portatifs sont apparus récemment et sont connus sous le nom de mini-turbojets ou de modèles de moteurs à réaction. Ces petites machines ont commencé à trouver leur place dans l'industrie, où elles sont développées et produites par des entreprises pour une application possible dans les UAV[1]. Ces turbines à gaz peuvent être appliquées à un modèle de moteur à réaction Radio Commandé (RC).

Le défi de construire un mini-turbojet est en soi attrayant pour quelqu'un intéressé par les systèmes de propulsion, et sachant qu'il est possible de contribuer à des travaux futurs, cela a conduit à l'adopter. Ainsi, à travers l'étude de la conception et de la fabrication de turbines à gaz, un prototype de mini-turbojet a été conçu et certaines pièces ont été fabriquées. Bientôt, les pièces restantes seront fabriquées et le moteur final sera soumis à une analyse expérimentale.

## 1.2 Objectifs

L'objectif principal de cette thèse est concentré sur la conception et la construction d'un turboréacteur de petite dimension. Initialement, une conception tridimensionnelle du petit moteur à réaction a été réalisée dans un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO), en particulier CATIA. La conception a été effectuée selon les valeurs dimensionnelles obtenues tout au long de l'étude de la conception de moteurs à réaction à petite échelle.

Les critères de dimensionnement trouvés dans la littérature disponible ont été adoptés par l'auteur. Cette méthode repose sur des données empiriques, en particulier, des conceptions développées à cette époque. Cela a été d'une grande aide pour obtenir les mesures adéquates pour les principaux composants, fournissant les moyens de dimensionner les pièces restantes. L'approche de dimensionnement est dûment expliquée dans le chapitre 3.

Le dernier et principal objectif de ce travail est de décrire la série d'étapes suivies pour produire un petit modèle de moteur à réaction, pour des applications pratiques, de manière transparente, afin d'aider le lecteur à produire son propre moteur à réaction à petite échelle.

## 1.3 Structure du document

L'ensemble du document est organisé en cinq chapitres, où chaque chapitre se concentre sur plusieurs parties, conformément au format personnalisé de la thèse de master.

Le premier, et actuel, chapitre manifeste la motivation de l'auteur qui a précédé le développement de cette thèse. De plus, les objectifs et l'organisation du document sont présentés de manière logique, pour une compréhension plus facile de ce qui est proposé pour cette thèse.

Le deuxième chapitre présente une revue de la littérature, introduisant la turbine à gaz, décrivant ses types, en particulier, le turboréacteur. Suivi d'une description générale des composants qui constituent le moteur à réaction, ainsi que des concepts thermodynamiques qui nous permettent de comprendre le fonctionnement global du moteur à réaction.

Le troisième chapitre rapporte comment le processus de dimensionnement a été effectué, justifiant les choix pour les mesures des composants.

Le quatrième chapitre établit les procédures prises pour concevoir et fabriquer les composants requis, complétées par leur assemblage. Ainsi que d'autres modifications apportées tout au long du processus.

Le cinquième et dernier chapitre révèle les conclusions tirées de la procédure pratique, les obstacles rencontrés au cours du développement de cette thèse et les suggestions pour les travaux futurs.

## Chapitre 2

### Revue bibliographique

#### 2.1 Revue historique des turbines à gaz

Un premier concept est apparu à l'époque de Rome-Égypte, créé par Héron, ou Héron d'Alexandrie. L'éolipyle, le nom de l'invention d'Héron, est une turbine à vapeur radiale, qui combine deux buses, sur des côtés opposés, où l'eau vaporisée s'échappe en raison de la vapeur formée par l'ébullition de l'eau à l'intérieur d'une sphère, provoquant la rotation du centre de la sphère et générant un couple. Un exemple de la machine à vapeur est montré à la figure 2.1.



Figure 2.1 : Éolipyle [5]

Le principe physique de la réaction a été mis en pratique au treizième siècle par les Chinois utilisant des feux d'artifice [6]. Après trois siècles, en 1687, Sir Isaac Newton a fait une avancée cruciale en formulant les trois lois du mouvement :

1. Inertie : Un objet, en ligne droite, restera en mouvement uniforme à moins qu'une force externe ne soit appliquée à l'objet, modifiant son état [7].
2.  $Force = m \times g$ , la variation de vitesse,  $g$ , dépend de la masse,  $m$ , de l'objet, lorsqu'une force externe,  $F$ , est appliquée [7].
3. Loi d'action-réaction : par exemple, une pierre exerce une force sur la terre tandis que la terre applique une force égale à la pierre [7].

Ces lois nous ont permis de faire, au fil du temps, des avancées importantes vers les turbines à gaz. La première a été réalisée en 1791, par John Barber, un Anglais, qui a obtenu un brevet pour le cycle thermodynamique de la turbine à gaz, connu sous le nom de cycle de Brayton, le même cycle que les turbines à gaz actuelles. En utilisant ce cycle, Hans Holzwarth a développé l'allumage électrique du mélange, dans la chambre de combustion, avec des vannes contrôlées dans 1908 [6].

En 1913, un moteur utilisant le système de propulsion par réaction a été breveté par René Lorin. Le premier statoréacteur subsonique, bien qu'il n'ait pas été possible de concrétiser le projet en raison de la qualité du

matériau à cette époque. Les matériaux ne pouvaient pas résister à la chaleur, de même que l'évolution du système de propulsion par réaction en était à ses débuts, ce qui affectait l'efficacité des avions [8].

Les moteurs à propulsion par réaction ont été réalisés en 1930 lorsque Sir Frank Whittle a breveté la conception d'une turbine à gaz centrifuge pour la propulsion par réaction. Plus tard, en 1937, il a effectué le premier essai statique de l'histoire du moteur à réaction. Bien que Whittle ait réalisé le premier essai statique, c'est Hans Joachim Pabst von Ohain, travaillant pour la société aéronautique Heinkel, qui a créé un turboréacteur fonctionnant à l'hydrogène gazeux, similaire à la conception de Whittle, qui a été utilisé comme moteur de propulsion pour l'avion He-178, réalisant le premier vol en turboréacteur au monde, en 1939. Trois ans plus tard, le moteur de Frank Whittle a été utilisé pour la première fois comme propulseur d'un avion [6].

Le premier vol en turboréacteur à flux axial a eu lieu en Allemagne, la même année que le vol du moteur de Whittle. Le turboréacteur axial, Jumo 004A, était le système de propulsion de l'avion Me-262. Le chef de ce projet, choisi par la société Junkers, était Anselm Franz [6]. Bien que le moteur de Frank Whittle n'ait pas pu être construit aussi rapidement, il a jeté les bases de la turbine à gaz moderne [8].

Le système de propulsion à réaction a été et est toujours étudié en profondeur pour rechercher des améliorations, avec une application future réussie dans ce type de moteur. Ce n'est que des années plus tard que le turboréacteur a été appliqué à un avion, que l'idée de reproduire le même moteur à petite échelle a commencé à apparaître. L'histoire du mini-turboréacteur est difficile à dater, cependant, on suppose qu'elle a été initiée par Kurt Schreckling, technicien allemand et astronome amateur. Kurt a été le premier à reproduire un turboréacteur à petite échelle, ouvrant la voie aux modèles de moteurs à réaction miniatures ou petits [9]. Moteurs à turbine à gaz pour modèles réduits d'avions, le livre de son auteur, explique comment il a construit le moteur, le FD 3/64, qui a créé un point de départ pour les mini-turboréacteurs à l'avenir. Cela a permis à d'autres d'améliorer le turboréacteur de Kurt, ainsi que de développer de nouvelles turbines à gaz à petite échelle basées sur son moteur, telles que le KJ66 [10].

### 2.1.1 Types de turbines à gaz

Les archives de l'histoire des turbines à gaz nous montrent le développement énorme et rapide de ce moteur. C'est le produit d'un mélange de diverses disciplines comme la thermodynamique, la mécanique, l'aérodynamique et d'autres domaines, qui sont encore étudiés à fond pour des améliorations. Ce n'est qu'après avoir compris ces domaines que l'utilité d'une turbine à gaz est envisagée, puis conçue, selon qu'elle est utilisée pour une mission spatiale, le transport aérien ou des situations de combat aérien. Des équipes de scientifiques, d'ingénieurs et de techniciens ont créé des turbines à gaz avec différentes manières de convertir et de fournir de l'énergie, selon leurs objectifs, tels que les moteurs à propulsion par réaction : fusée, athodyd, également connu sous le nom de statoréacteur, le pulso-réacteur, et le turboréacteur, ou, les moteurs à hélice : turbopropulseur, turbofan, et turbomoteur [8].

Le statoréacteur, figure 2.2, est constitué d'une entrée divergente et d'un échappement convergent ou convergent-divergent. Ce moteur nécessite un mouvement vers l'avant pour produire de la poussée. Sans pièces rotatives, l'air est forcé dans le conduit divergent, suivi de la combustion avec le carburant, où les gaz vont accélérer à travers la section d'échappement vers l'atmosphère [8].

Un autre moteur de propulsion à réaction apparenté, le pulso-réacteur, figure 2.3, utilise un conduit similaire à celui du statoréacteur, mais plus robuste en raison des pressions plus élevées impliquées. L'air passe par des soupapes ouvertes à l'entrée, puis se dirige vers la chambre de combustion, où la combustion du carburant est réalisée, provo-



## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

quant l'expansion du gaz, augmentant ainsi la pression. En conséquence de cette augmentation, les soupapes se ferment et le gaz est éjecté par l'arrière. Sa consommation élevée de carburant et ses performances inégales par rapport à la turbine à gaz actuelle rendent ce moteur inadapté à une utilisation dans les avions [8].

Le moteur-fusée, figure 2.4, se distingue des autres moteurs en n'utilisant pas l'oxygène de l'air atmosphérique pour la combustion, mais en utilisant un carburant spécifique, décomposé chimiquement avec de l'oxygène [8].

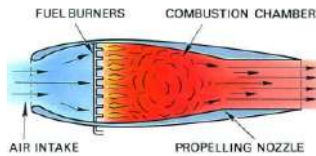


Figure 2.2 : Statoréacteur [8]

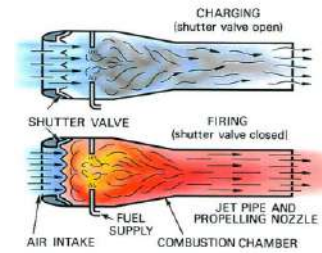


Figure 2.3 : Pulso-réacteur [8]

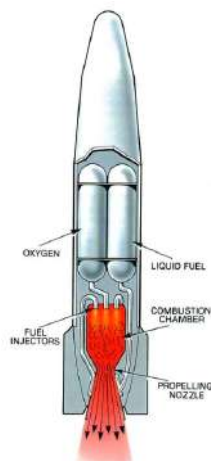


Figure 2.4 : Moteur-fusée [8]

Le turboréacteur, illustré à la figure 2.5, est la jonction d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine, appelé générateur de gaz, avec une entrée et une buse d'échappement. La buse d'échappement ajoutée convertira la plupart de l'énergie du flux d'air en vitesse.

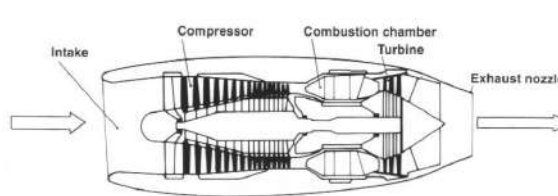


Figure 2.5 : Turboréacteur [6]

Avec la combinaison hélice/turbine vient le ventilateur caréné, les hélices propulsives et les moteurs à double flux. Dans le turbopropulseur, illustré à la figure 2.6, les deux turbines ont pour fonction de soutenir la demande de travail du compresseur et de faire fonctionner l'hélice. Dans un moteur similaire, le turbomoteur, illustré à la figure 2.7, la turbine entraîne le compresseur et la seconde turbine entraînera

l'arbre, qui à son tour, est connecté à un système de transmission qui fait tourner les aubes de l'hélicoptère[6].

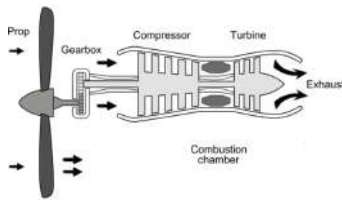


Figure 2.6 : Turbopropulseur [11]

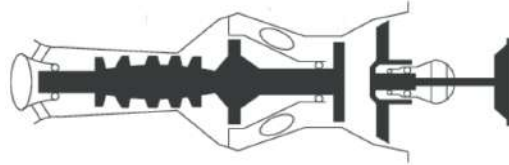


Figure 2.7 : Turbomoteur [12]

Le Turbofan, illustré à la figure 2.8, possède également deux turbines, dont l'une absorbe l'énergie du flux d'air chaud et l'autre utilise le travail excédentaire de l'arbre pour entraîner un compresseur basse pression, un ventilateur. Il a une efficacité propulsive inférieure par rapport au turbopropulseur lorsqu'ils sont utilisés à la même vitesse de croisière et à des vitesses plus basses. Néanmoins, à des vitesses plus élevées, le Turbofan présente un avantage. Les moteurs comme le Turbofan ont commencé à être et sont encore largement utilisés en raison de leurs valeurs élevées d'efficacité propulsive par rapport à un turboréacteur. Ces valeurs s'expliquent par le flux d'air dérivé[6].

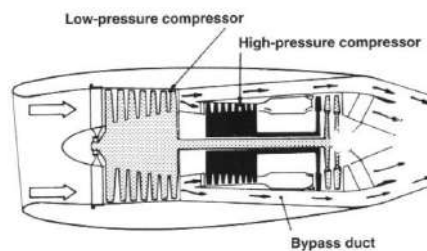


Figure 2.8 : Turbofan [6]

Les moteurs à flux d'air dérivé se distinguent en deux types, à faible taux de dilution et à haut taux de dilution, où le taux de dilution représente la quantité d'air dérivé par rapport à l'air traversant le cœur du moteur. Le moteur est constitué d'un compresseur haute et basse pression et des turbines correspondantes, qui sont entraînées par deux arbres coaxiaux. L'air est aspiré par le compresseur basse pression, le ventilateur, qui divise l'air en deux flux. La plupart de l'air est dirigée à travers les côtés du cœur du moteur et une petite partie est destinée à la combustion, les deux flux d'air étant ensuite réunis à la section d'échappement. Cela signifie une consommation de carburant moindre par rapport aux moteurs antérieurs de poussée similaire sans cette technologie, permettant au moteur de fonctionner efficacement lors de vols à haute altitude. L'utilisation dominante de cette technologie, en particulier des moteurs à haut taux de dilution, dans les systèmes de propulsion de l'aviation civile et des missions militaires de longue portée est justifiée par la faible consommation de carburant, considérée comme le paramètre de performance le plus important [6]. Un exemple de moteur à haut taux de dilution est illustré à la figure 2.9.

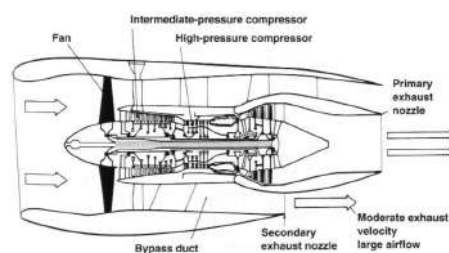


Figure 2.9 : Moteur à fort taux de dérivation, Rolls Royce RB.211 [6]

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

Le turboréacteur est un turbofan plus simple, ce qui signifie qu'il n'a pas de flux d'air dérivé. Cela entraîne une efficacité moindre, bien qu'il compense par la vitesse. Ces moteurs peuvent atteindre des vitesses supersoniques, ce qui est l'une des raisons de leur utilisation dans les avions militaires [6].

## 2.2 Revue du cycle

La littérature examinée contient des informations denses et vastes sur les cycles thermodynamiques ainsi que sur leurs propriétés. Par conséquent, seul un résumé sera présenté pour éviter une analyse extensive et approfondie. Pour des informations plus détaillées sur les cycles thermodynamiques et les turbines à gaz correspondantes, l'auteur recommande au lecteur de consulter les ouvrages suivants, où plus d'informations peuvent être trouvées dans les livres *Thermodynamics: An Engineering Approach* par Çengel, Yunus A. et Boles, Michael A. et *Aérodynamique des turbines à gaz et de la propulsion par fusée* par Oates, George C., chapitre 5.3, 7.4, 9.8 et chapitre 2, respectivement. Néanmoins, d'autres littératures n'ont pas été négligées.

En résumé, le fonctionnement global de la turbine à gaz sera présenté, suivi par le cycle thermodynamique idéal ainsi que l'analyse du comportement idéal des composants du turboréacteur. Ensuite, les équations de performance des jets sont démontrées pour compléter l'analyse d'un cycle de turboréacteur.

### 2.2.1 Cycle de fonctionnement

Le sous-chapitre sur le cycle de fonctionnement vise à expliquer le fonctionnement d'un moteur avec un système de propulsion à réaction, en décrivant son cycle thermodynamique ainsi que les propriétés qui y sont liées.

Le cycle de fonctionnement commence par l'admission de l'air dans le compresseur, dont le rôle est d'augmenter la pression via la puissance mécanique de l'arbre [6]. L'augmentation de la pression a un effet diminuant sur le volume du flux d'air, augmentant par la suite la température de l'air [8]. L'air sous pression est envoyé à la chambre de combustion, où le carburant est ajouté et brûlé, élevant la température à des valeurs extrêmement élevées. Pendant que le gaz est brûlé, le volume, tout comme la température, augmente en raison de la structure ouverte de la chambre de combustion, maintenant la pression constante [8]. Le processus de combustion élève l'état énergétique des molécules à des niveaux élevés, permettant à la turbine d'exploiter efficacement la quantité d'énergie nécessaire [6]. En conséquence du travail extrait du gaz, la turbine commence à tourner, convertissant le surplus d'énergie du gaz en puissance mécanique en générant du mouvement. Ce mouvement de rotation forcera la roue de compresseur à tourner grâce au travail fourni par la turbine, qui est transféré par la rotation de l'arbre au compresseur, à l'autre extrémité de la bobine [6]. À ce stade, les variables du gaz, pression et température, diminuent, tandis que le volume augmente. Enfin, le flux de gaz atteint l'étape finale, à la buse d'échappement, où le gaz est éjecté dans l'environnement à grande vitesse, produisant une poussée [8].

Il y a trois conditions principales à retenir dans le cycle du moteur :

- Dans la compression, il y a une augmentation de la pression avec une diminution conséquente du volume et une élévation de la température [8].
- Dans la combustion, une augmentation de la température se produit, tandis que la pression reste constante et que le volume augmente [8].

- Lors de l'expansion, le volume augmente avec une diminution de la pression et de la température [8]

Le cycle de fonctionnement d'une turbine à gaz est généralement comparé au cycle de fonctionnement d'un moteur à piston à quatre temps, en tenant compte des quatre étapes similaires de chaque moteur. Les deux moteurs commencent leur cycle par la phase d'admission, suivie de la compression, de la combustion et de l'expansion. Néanmoins, toutes les étapes du moteur à piston sont effectuées à l'intérieur d'un cylindre, tandis que dans un moteur à réaction, chaque composant est assigné à la fonction correspondante, ce qui entraîne une action continue, au lieu d'être intermittente. De plus, la combustion dans un moteur à réaction se produit à pression constante, contrairement au moteur alternatif, où le processus de combustion a lieu dans un espace clos. Par conséquent, le moteur à réaction est capable de traiter de grandes masses d'air avec des composants légers. À l'étape finale, la phase d'échappement, les gaz, dilatés par la turbine, quittent la buse, générant une force propulsive essentielle à ce moteur. En revanche, les gaz d'échappement du moteur à piston n'ont pas les mêmes effets significatifs [6]. Compte tenu des différences énoncées, le moteur à turbine à gaz élimine trois temps morts, ce qui permet de brûler plus de carburant en un temps plus court. Étant donné que le turboréacteur est un moteur thermique, plus de carburant brûlé signifie que la température de la chambre de combustion est plus élevée, d'où une expansion substantielle des gaz. De plus, une plus grande quantité de puissance est produite pour une taille donnée [8]. Pour qu'un moteur à piston génère la même quantité de puissance, il devrait être extrêmement grand, lourd et sa fabrication serait un défi sérieux [6].

Lorsque le gaz est expulsé de la buse, il sera progressivement dispersé dans les conditions ambiantes, revenant à son état d'origine. Le retour du gaz à sa condition initiale implique que les variables d'état reviennent également à leurs conditions d'origine, ce qui est appelé un processus réversible. Pour qu'un processus soit considéré comme réversible, il doit combiner la réversibilité interne et externe. Si les états du gaz pouvaient être restaurés dans une séquence inverse, tandis qu'un système est soumis à un processus dans lequel les gradients de pression et de température sont mineurs, le processus est défini comme réversible en interne. Par ailleurs, pour qu'un processus soit considéré comme réversible en externe, les changements atmosphériques qui accompagnent le processus peuvent être inversés dans la séquence. Cependant, le processus réversible est impossible à réaliser en raison des facteurs irréversibles, par exemple, les gradients de température, de pression et de vitesse déclenchés par le transfert de chaleur, la friction, la réaction chimique et le travail appliqué au système. Malgré l'irréversibilité des processus réels, le processus réversible est standardisé pour estimer le succès des processus réels en tenant compte des pertes, ainsi que pour permettre de dériver les relations thermodynamiques afin d'estimer la réalité [13].

## 2.2.2 Cycle thermodynamique

### 2.2.2.1 Notions théoriques

Il est en outre présenté des notions à reconnaître, afin de comprendre les conditions et propriétés derrière le cycle thermodynamique idéal qui comprend toutes les turbines à gaz, en particulier, le turboréacteur.

- Processus à écoulement stable

Les turbines à gaz sont généralement construites pour un fonctionnement continu, dans lequel il y a une approximation des conditions dans lesquelles elles opèrent. En supposant qu'elles fonctionnent dans les mêmes conditions au fil du temps, le processus est qualifié de processus à écoulement permanent. Cela signifie que les propriétés du fluide restent les mêmes tout au long du processus. En s'écoulant dans un volume de contrôle, les propriétés du fluide peuvent changer à partir de différents points fixes mais restent les mêmes, de

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

le début à la fin. En conséquence, la masse,  $m$ , le volume,  $V$ , et le taux d'énergie totale ou la puissance totale,  $E$ , sont constants tout au long de ce processus [14].

Le principe de conservation de la masse est appliqué, indiquant, en considérant un volume de contrôle, que le taux total de masse entrant est égal au taux total de masse sortant [14]. Comme il n'y a ni augmentation ni réduction de masse, le débit massique,  $\dot{m}$ , est constant du début à la fin du processus [14]. Il s'exprime sous la forme de,

$$\sum_{in} \dot{m} = \sum_{out} \dot{m} \quad [14] \quad (2.1)$$

En le considérant pour un flux unique uniforme, en désignant les états d'entrée et de sortie, respectivement 1 et 2, le bilan massique devient,

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \rightarrow \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad [14] \quad (2.2)$$

Où  $\rho$ ,  $V$  et  $A$  représentent respectivement la densité, la vitesse d'écoulement et l'aire de la section transversale.

Dans le contexte du taux d'énergie totale, l'énergie reste la même à l'intérieur d'un volume de contrôle, indiquant qu'il n'y a pas de changements dans la puissance totale. Cela simplifie le bilan énergétique à [14],

$$\dot{E}_{in} = \dot{E}_{out} \quad [14] \quad (2.3)$$

En se rappelant que les transferts d'énergie se produisent sous forme de masse,  $\dot{m}$ , de travail,  $W$  et de chaleur,  $Q$ , le bilan énergétique est représenté comme suit,

$$Q_{in} + W_{in} + \sum_{in} \dot{m}\theta = Q_{out} + W_{out} + \sum_{out} \dot{m}\theta \quad [14] \quad (2.4)$$

Où l'énergie d'un fluide en écoulement,  $\theta$ , est décrite comme,

$$\theta = h + ke + pe \quad [14] \quad (2.5)$$

Où  $h$ ,  $ke$  et  $pe$  sont définis comme enthalpie ou énergie interne, énergie cinétique et énergie potentielle.

L'interaction de chaleur et de travail est définie par un transfert de chaleur dans le système, un apport de chaleur, et le travail produit par le système, travail produit [14]. En considérant qu'il n'y a pas de changements dans l'énergie cinétique et l'énergie potentielle, le bilan énergétique s'exprime de la manière suivante,

$$Q - W = h_2 - h_1 \quad [14] \quad (2.6)$$

- Propriétés de stagnation

Dans l'analyse des volumes de contrôle, il est courant de regrouper l'énergie interne et l'énergie du fluide pour former une variable déjà mentionnée, l'enthalpie spécifique,  $h$ . Dans la plupart des cas, l'énergie cinétique et l'énergie potentielle sont négligées, définissant l'enthalpie comme l'énergie totale du fluide. Cependant, lorsque l'énergie cinétique n'est pas négligée, il est généralement approprié de convertir l'énergie cinétique en enthalpie du fluide, les combinant en un terme défini comme l'enthalpie spécifique de stagnation ou totale, illustrée dans l'équation 2.7 [14].

$$h_o = h + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.7)$$

Dans l'équation 2.7, l'enthalpie est distinguée par deux types, l'enthalpie statique et l'enthalpie de stagnation,  $h$  et  $h_o$ , respectivement.

En conséquence de la conversion de l'énergie cinétique en enthalpie, la température et la pression augmentent. Ces propriétés du fluide sont reconnues comme des propriétés de stagnation ou des propriétés de stagnation isentropiques. L'enthalpie et la température de stagnation d'un état de stagnation isentropique, et réel, sont les mêmes, étant donné que le fluide est un gaz parfait. La pression de stagnation réelle diffère de la pression de stagnation isentropique car l'entropie augmente en raison du frottement du fluide [14]. En supposant que le fluide est un gaz parfait, l'enthalpie peut être remplacée par la chaleur spécifique constante multipliée par la température, comme montré dans l'équation 2.9.

$$c_p T_o = c_p T + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.8)$$

Devenir,

$$T_o = T + \frac{V^2}{2c_p} \quad [14] \quad (2.9)$$

Où  $T_o$  indique la température de stagnation ou température totale, en d'autres termes, la température que le gaz parfait atteint lorsqu'il est mis au repos dans un processus adiabatique, et, le terme  $\frac{V^2}{2c_p}$ , représente l'augmentation de température tout au long du processus nommé température dynamique [14].

La relation entre la température et la pression est démontrée à l'équation 2.10.

$$\frac{P_o}{P} = \left( \frac{T_o}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [14] \quad (2.10)$$

Où,  $P_o$  et  $\gamma$ , sont appelés pression de stagnation et rapport des chaleurs spécifiques.

### 2.2.2.2 Cycle de Brayton

Il s'agit d'un cycle thermodynamique, idéalisé, présent dans toutes les turbines à gaz équipées des composants fondamentaux, tels que le compresseur, la chambre de combustion et la turbine [15]. Le cycle est divisé en deux types : cycle ouvert et cycle fermé. Le premier cycle, consiste en de l'air, à pression atmosphérique,

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

aspiré par le compresseur qui élève la température et la pression de l'air. L'air pressurisé se dirige ensuite vers la chambre de combustion, où il est mélangé avec du carburant, suivi par la combustion, à pression constante. Lorsque le processus de combustion est terminé, le gaz sort vers la turbine, à des températures extrêmes, où l'expansion du gaz se produit [14]. À cette phase, l'interaction du gaz avec la turbine est utilisée pour entraîner le compresseur. Le travail restant du gaz est utilisé pour accélérer le fluide conduit par la buse d'échappement vers l'extérieur [16]. En raison de l'expansion du gaz vers l'extérieur, le cycle est classé comme un cycle ouvert. Au contraire, si le gaz avait été recirculé, le cycle serait considéré comme fermé. Les figures 2.10 et 2.11 décrivent un cycle ouvert et un cycle fermé [14].

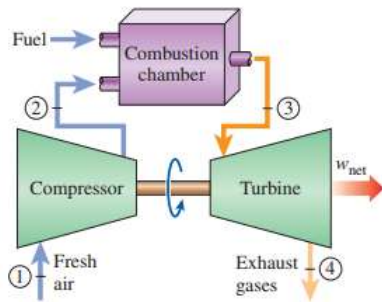


Figure 2.10 : Cycle ouvert [14]

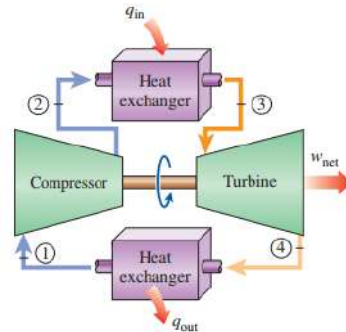


Figure 2.11 : Cycle fermé [14]

En remarquant dans le cycle fermé, le processus de combustion a été remplacé par un apport de chaleur supplémentaire à pression constante, accompagné du remplacement du processus d'échappement par un processus de rejet de chaleur, à pression constante, vers l'extérieur [14].

Le cycle de fonctionnement du turboréacteur correspond à un cycle de Brayton ouvert, qui est le type de cycle habituel pour les turbines à gaz [14]. La figure 2.12 illustre les composants d'un dispositif de propulsion à réaction avec le cycle de Brayton correspondant.

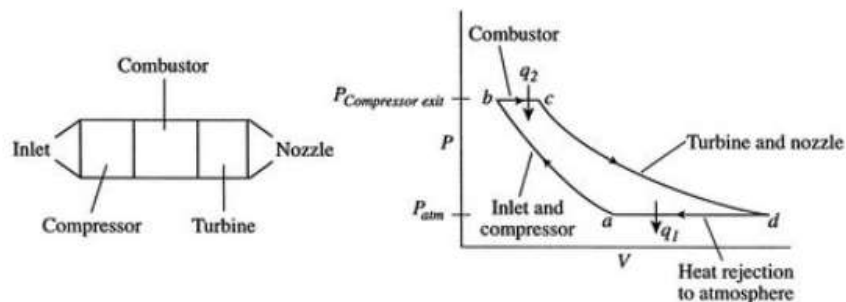


Figure 2.12 : Composants de moteur à réaction et états thermodynamiques analogues [16]

Les états thermodynamiques observés dans la figure 2.12 sont distingués en quatre processus. La légende de ce cycle est formulée de la manière suivante :

- a-b : Compression à l'entrée et au compresseur, dans un processus isentropique [16].
- b-c : Combustion du carburant à pression constante [16].
- c-d : Lors de l'expansion, le volume augmente avec une diminution de la pression et de la température [16].
- d-a : Refroidissement de l'air à pression constante [16].

### 2.2.2.3 Analyse du comportement du cycle

L'analyse du cycle est un processus permettant d'obtenir des estimations des paramètres de performance tels que la poussée ou la consommation spécifique de carburant, calculées après avoir supposé certaines conditions et spécifications de conception, présentées ci-dessous [17].

#### Conditions

- Le fluide de travail est considéré comme un gaz parfait avec une capacité calorifique constante et un rapport des chaleurs spécifiques [17].
- Compression/Expansion isentropique [17].
- La source externe de chaleur pour la combustion et la masse de carburant est négligée [17].

#### Conception

- Pression atmosphérique et valeurs de température [17].
- Rapport de compression [17].
- Nombre de Mach d'entrée [17].

Dans cette sous-section, le comportement idéal et réel des composants est présenté, indiquant la température et la pression pour chaque station. Les stations seront distinguées par un numéro pour faciliter la référence, comme démontré dans la figure 2.13. L'analyse réelle du cycle du turboréacteur est présentée dans l'Annexe D.

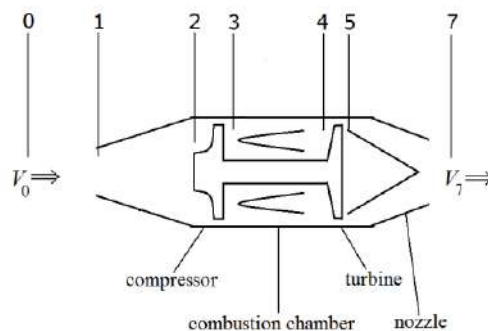


Figure 2.13 : Numérotation des stations du turboréacteur [16]

#### Descriptions des stations

- 0 : écoulement libre
- 1 : entrée d'admission
- 2 : entrée du compresseur
- 3 : sortie du compresseur
- 4 : entrée de la turbine
- 5 : sortie de la turbine
- 6 : entrée de la tuyère
- 7 : sortie de la tuyère



### Analyse du Comportement Idéal

#### Entrée(i)

Dans le cas idéal, lorsque le flux traverse l'entrée, il est considéré comme isentropique. Cela rendra l'induction, un processus à enthalpie constante. Les rapports résumant le comportement idéal de l'entrée sont présentés dans l'équation 2.11 et l'équation 2.12, [19].

$$\pi_i = \frac{\text{Pressure at Inlet Entry}}{\text{Free stream Air Pressure}} = \frac{P_{02}}{P_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.11)$$

$$\tau_i = \frac{\text{Temperature at Inlet Entry}}{\text{Free Stream Air Temperature}} = \frac{T_{02}}{T_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.12)$$

#### • Compresseur (c)

À cette phase, le compresseur ajoutera de l'énergie au flux sous forme de travail et, par conséquent, augmentera sa température et sa pression. L'équation 2.13 exprimant le travail du compresseur est démontrée ci-dessous [20].

$$W_c = \dot{m}_a c_p (T_{03} - T_{02}) \quad [20] \quad (2.13)$$

La température à la sortie du compresseur peut être obtenue en utilisant la relation de température et de pression trouvée dans l'équation 2.14.

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad [20] \quad (2.14)$$

Étant le rapport de pression, équation 2.15 et le rapport de température, équation 2.16

$$\pi_c = \frac{\text{Pressure at Compressor Exit}}{\text{Pressure at Compressor Entry}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \quad [20] \quad (2.15)$$

$$\tau_c = \frac{\text{Temperature at Compressor Exit}}{\text{Temperature at Compressor Entry}} = \frac{T_{03}}{T_{02}} \quad [20] \quad (2.16)$$

#### • Chambre de combustion (b)

Comme expliqué précédemment dans le cycle de travail, le processus de combustion est exécuté à pression constante, ce qui, dans le cas idéal, fait que le rapport de pression, équation 2.17, et le rapport de température, équation 2.18, sont,

$$\pi_b = \frac{\text{Pressure at Turbine Entry}}{\text{Pressure at Compressor Exit}} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \quad [21] \quad (2.17)$$

$$\tau_b = \frac{\text{Temperature at Turbine Entry}}{\text{Temperature at Compressor Exit}} = \frac{T_{04}}{T_{03}} \quad [21] \quad (2.18)$$

Rappelons qu'il s'agit d'un processus adiabatique et à pression constante, avec combustion complète, par conséquent, le rendement de combustion,  $\eta_b$ , est égal à un. De plus, l'enthalpie est le produit du coefficient de chaleur spécifique à pression constante et de la température [21]. Par conséquent, l'équation énergétique 2.19 est,

$$(1 + f)c_{pt}T_{04} = c_{pc}T_{03} + fFHV \quad [21] \quad (2.19)$$

Où  $FHV$  et  $f$  se réfèrent à la valeur calorifique du carburant et au rapport carburant/air. En utilisant l'équation 2.19, cela peut être lié au rapport de température, équation 2.20.

$$\tau_b = \frac{T_{04}}{T_{03}} = \frac{1 + fFHV/c_pT_{03}}{1 + f} \quad [21] \quad (2.20)$$

Où,

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad [22] \quad (2.21)$$

- Turbine (t)

Le flux chauffé passant par la turbine est soumis à une diminution de pression et de température. La turbine, comme expliqué précédemment, exploite le flux énergisé pour réaliser du travail. Dans l'équation 2.22, le travail de la turbine par masse du flux d'air est illustré.

$$\Delta W_m = c_{pt}T_{04}(1 - \tau_t) \quad [17] \quad (2.22)$$

Dans le cas où le cycle est idéal, l'étage d'expansion est considéré comme un processus isentropique. Ainsi, la turbine n'a aucune perte, utilisant pleinement le surplus d'énergie dû à l'étage de combustion, ce qui donne une valeur d'efficacité égale à un [17]. La relation entre le rapport de température et de pression de la turbine peut être décrite comme indiqué dans l'équation 2.23.

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \quad [23] \quad (2.23)$$

Où,

$$\pi_t = \frac{\text{Pressure at Turbine Exit}}{\text{Pressure at Turbine Entry}} = \frac{P_{05}}{P_{04}} \quad [23] \quad (2.24)$$

And,

$$\tau_t = \frac{\text{Temperature at Turbine Exit}}{\text{Temperature at Turbine Entry}} = \frac{T_{05}}{T_{04}} \quad [21] \quad (2.25)$$

- Buse (n)

Le comportement de la buse par rapport au comportement de l'entrée est égal, c'est-à-dire que l'écoulement est isentropique, tout en traversant l'étage spécifié [17]. Étant donné ces conditions, le

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

pression totale et température, équation 2.26, de la buse sont,

$$\pi_n = \frac{P_{07}}{P_{05}} = \tau_n = \left( \frac{T_{07}}{T_{05}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1 \quad [24] \quad (2.26)$$

Performance des moteurs à réaction

Cette partie comprend les principales mesures pour évaluer la performance du turboréacteur dans un scénario idéal. En supposant que le gaz est calorifiquement parfait tout au long du cycle, la pression à la sortie du turboréacteur est équivalente à la pression ambiante, de même que le rapport carburant/air est bien inférieur à l'unité [17].

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 = \frac{T_{0r}}{T_r} \quad [17] \quad (2.27)$$

$$\pi_r = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{P_{0r}}{P_r} \quad [17] \quad (2.28)$$

Cependant, il est fréquent de limiter la conception en ce qui concerne la température de stagnation maximale permise à l'entrée de la turbine, d'où le terme établi dans l'équation 2.29 [17].

$$\tau_\lambda \equiv \frac{c_{pt} T_{04}}{c_{pc} T_{0r}} \quad [17] \quad (2.29)$$

La poussée ( $F$ ), équation 2.30, et la poussée spécifique ( $\frac{F}{\dot{m}}$ ), équation 2.31, peuvent maintenant être obtenues.

$$F = \dot{m}(V_7 - V_0) \quad [17] \quad (2.30)$$

$$\frac{F}{\dot{m}} = a_0 \left( \left[ \frac{2\tau_r}{\gamma - 1} \left( \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - 1 \right) (\tau_c - 1) + \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} M_0^2 \right]^{\frac{1}{2}} - M_0 \right) \quad [17] \quad (2.31)$$

Où la vitesse du son se trouve dans l'équation 2.32.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad [17] \quad (2.32)$$

Enfin, la consommation spécifique de carburant,  $S$  peut être obtenue par l'équation 2.33.

$$S = \frac{f}{\frac{F}{\dot{m}}} \quad [17] \quad (2.33)$$

### Analyse des composants en comportement réel

L'analyse du cycle réel, ou non idéal, présente les équations pour l'analyse des composants et des performances du moteur, en ignorant les vitesses des gaz à travers le générateur de gaz. Les seules vitesses considérées sont à l'entrée, à l'admission et à la buse de sortie, échappement. De plus, les composants sont considérés comme irréversibles, mais adiabatiques. Par conséquent, des efficacités isentropiques sont supposées pour l'entrée, le compresseur, la turbine et la buse [11].

Entrée

À l'entrée, lorsque l'air est dirigé vers le compresseur, il y a une réduction de la pression totale par rapport à la pression de l'écoulement libre. Cela se produit en raison de la friction pendant l'admission. Par conséquent, la température augmente, étant plus élevée que dans le cas idéal, ce qui est conditionné par le rendement d'entrée,  $\eta_i$ . Les équations 2.34 et 2.35 présentées ci-dessous permettent d'obtenir la pression et la température à l'entrée, où la température de sortie est calculée comme dans le cycle idéal [11].

$$P_{02} = P_{0r} \left( 1 + \eta_i \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad [11] \quad (2.34)$$

$$T_{02} = T_{0r} \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right) \quad [11] \quad (2.35)$$

Le rapport de pression, équation 2.36, est,

$$\pi_i = \frac{P_{02}}{P_{0r}} \quad [11] \quad (2.36)$$

#### Compresseur

À cet étage, la compression se produit dans un processus adiabatique irréversible. Ainsi, l'association avec le rendement isentropique du compresseur,  $\eta_c$  [11]. Puisqu'il s'agit d'un cycle réel, la compression de l'air subit des pertes en cours de route dues à la friction, la turbulence et de nombreux autres facteurs défavorables, ce qui entraînera une augmentation de la température. Cette augmentation est liée au rendement du compresseur,  $\eta_c$  [11]. Ainsi, les conditions de sortie, pression, équation 2.37, et température, équation 2.38, à la sortie du compresseur sont,

$$P_{03} = P_{02} \pi_c \quad [11] \quad (2.37)$$

$$T_{03} = T_{02} \left[ 1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \right] \quad [11] \quad (2.38)$$

#### • Brûleur

Pendant la combustion, il y a des pertes dérivées d'une combustion défectueuse, par exemple, conduction, radiation, qui sont prises en compte en introduisant le rendement de la chambre de combustion,  $\eta_b$  [11]. En conséquence, la pression à la sortie du brûleur, équation 2.39, est,

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad [11] \quad (2.39)$$

La température de sortie de la turbine est prédéterminée pour respecter les limitations du matériau. Par conséquent, le rapport carburant/air, équation 2.40, peut être calculé par,

$$f = \frac{c_{pt}T_{04} - c_{pc}T_{03}}{\eta_b FHV - c_{pt}T_{04}} \quad [11] \quad (2.40)$$

- Turbine

Pour ce processus, la puissance disponible de la turbine est inférieure à celle du processus idéal. Ainsi, l'efficacité de la turbine est liée à l'expansion, dans laquelle l'expression du rapport de pression de la turbine, équation 2.41, se transforme en,

$$\pi_t = \left( 1 - \frac{(c_{pc}/c_{pt})T_{02}}{\lambda(1+f)\eta_c\eta_t T_{04}} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.41)$$

Où,  $\lambda$  représente le rapport entre la puissance nécessaire pour entraîner le compresseur et la puissance disponible générée par la turbine. Les valeurs de ce paramètre varient de 75% à 85% [11].

Cette dernière équation peut être associée à l'équation 2.42, pour obtenir la température de sortie [11].

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[ 1 - \frac{1}{\eta_t} \left( 1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.42)$$

- Buse

À ce stade, une pression critique est introduite pour vérifier si la buse est étranglée ou non. Par conséquent, la pression critique est obtenue par l'équation 2.43 [11].

$$\frac{P_{06}}{P_{crit.}} = \frac{1}{\left[ 1 - \frac{1}{\eta_n} \left( \frac{\gamma_t-1}{\gamma_t+1} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}} \quad [11] \quad (2.43)$$

Si  $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ , la buse n'est pas étranglée. La vitesse d'échappement est calculée à partir de l'équation 2.44.

$$V_7 = \sqrt{\frac{2\gamma_t\eta_n RT_{06}}{(\gamma_t-1)} \left[ 1 - (P_{0r}/P_{06})^{\frac{(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} \right]} \quad [11] \quad (2.44)$$

D'après l'équation ci-dessus, la température d'échappement est obtenue à partir de l'équation 2.45.

$$T_{07} = T_{06} - \frac{V_{07}^2}{2c_{pt}} \quad [11] \quad (2.45)$$

Si  $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ , la buse est étranglée, modifiant ainsi l'équation de la température d'échappement, 2.46, en,

$$\frac{T_{06}}{T_{07}} = \frac{\gamma_t + 1}{2} \quad [11] \quad (2.46)$$

Transformer l'équation de la vitesse d'échappement, 2.47, en,

$$V_{07} = \sqrt{\gamma_t R T_{07}} \quad [11] \quad (2.47)$$

Paramètres de performance des moteurs à réaction

La Poussée spécifique, équation 2.48, est maintenant exprimée comme suit,

$$\frac{F}{\dot{m}_a} = [(1 + f)V_{07} - V] + \frac{A_7}{\dot{m}_a}(P_{07} - P_{0r}) \quad [11] \quad (2.48)$$

Et, l'équation de la consommation spécifique de carburant de poussée, équation TSFC 2.49, peut être démontrée comme suit,

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad [11] \quad (2.49)$$

## 2.3 Composants

Dans cette section, des informations de base sur chaque composant sont fournies, ainsi que les différents types et leurs fonctionnalités.

### 2.3.1 Buse d'entrée

La buse d'entrée est comme un filtre à air pour le compresseur. En d'autres termes, lorsque l'air est dirigé vers le compresseur, la buse d'entrée est responsable de l'allocation et du contrôle du flux d'air, c'est-à-dire de fournir la quantité d'air requise au moteur. Avant que le flux d'air n'entre dans le compresseur de manière fluide, la buse d'entrée accomplit sa tâche en fournissant un flux d'air uniforme, stable et de haute qualité au compresseur. L'entrée est, indirectement, responsable de la génération de poussée, étant considérée comme l'un des principaux composants appartenant à un turboréacteur [6].

Le développement de la buse d'entrée est une étude approfondie et une application des lois de la dynamique des fluides afin de contrôler le flux d'air à des vitesses de vol subsoniques ou supersoniques. La distinction du régime de vol est faite en fonction du nombre de Mach, dans lequel l'entrée fonctionne. Pour un nombre de Mach inférieur à 1,0, elle fonctionne dans une condition subsonique et, si le nombre de Mach est supérieur à 1,0, la vitesse de vol est supersonique [25]. Le nombre de Mach est montré dans l'équation 2.50.

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.50)$$

Considérer que le flux d'air entre uniformément dans le compresseur est une présomption idéalisée car, en réalité, des composants comme le mât moteur, l'aile et le fuselage s'écartent de l'idéal, ce qui affecte le flux d'air et compromet les performances de la buse d'entrée. Le vent de travers et le vortex sont des exemples de facteurs compromettant les performances de l'entrée. Dans un scénario de vent de travers, plus il est fort, plus cela devient risqué, car la vitesse au niveau du bord peut dépasser la vitesse du son dans cette zone, mettant en danger les aubes en raison de l'augmentation consécutive de la vitesse du flux ajoutée par le côté au vent de l'entrée d'air. Un exemple de vortex est le vortex de sol.

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

Il peut se développer à la suite du placement du moteur sous les ailes, étant ensuite absorbé par l'entrée, ce qui pourrait avoir un impact négatif sur les performances de l'entrée [6].

La conception de l'entrée pour un écoulement subsonique possède un bord bien arrondi, visible à la figure 2.14, pour éviter la séparation de l'écoulement, ce qui entraîne un bord plus épais par opposition à un bord tranchant pour un écoulement supersonique. Quant à la section transversale de l'entrée, pour la vitesse subsonique, elles ont une forme ronde ou elliptique, tandis que pour les entrées à vitesse supersonique, elles possèdent un cône central pour réduire drastiquement l'écoulement à des vitesses subsoniques ou une entrée de forme rectangulaire, comme montré aux figures 2.15 et 2.16 [26].



Figure 2.14 : Entrée subsonique [26]



Figure 2.15 : Entrée supersonique axisymétrique [26]



Figure 2.16 : Entrée supersonique rectangulaire [26]

### 2.3.2 Compresseur

La compression de l'air est essentielle pour les turbines à gaz et c'est le compresseur qui en assure la responsabilité. Son principe est de convertir l'énergie mécanique, fournie par la turbine sous forme de travail, en énergie de pression. Ainsi, meilleure est la conversion, meilleur est le fonctionnement global de la turbine à gaz. Pour l'améliorer, trois paramètres importants caractérisent la performance d'un compresseur : le premier, le rendement du compresseur, indique la perte d'énergie lors de la conversion, en d'autres termes, il montre l'énergie dont le compresseur a besoin pour augmenter l'énergie de pression. Le deuxième, le rapport de pression du compresseur, est le rapport entre la pression totale à la sortie du compresseur et à l'entrée du compresseur. Le troisième, le débit d'air, désigne le volume d'air que le compresseur est capable de traiter dans un temps donné. Ces trois paramètres sont interconnectés et jouent un rôle important dans la performance du compresseur. Par exemple, le rapport de pression du compresseur est directement lié à la poussée, à la consommation de carburant et à l'efficacité du moteur [6].

#### 2.3.2.1 Centrifuge

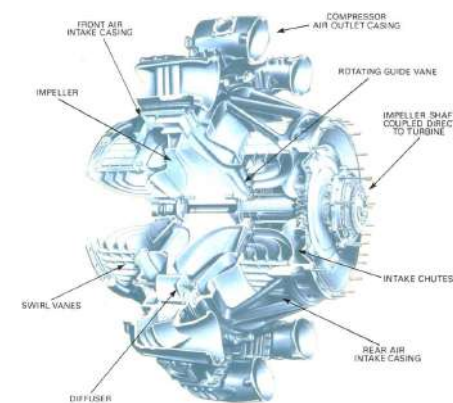


Figure 2.17 : Compresseur centrifuge [8]

Ce compresseur, figure 2.17, possède une roue à aubes rotative pour accélérer l'air et un diffuseur fixe, qui produit l'augmentation de pression requise. La roue à aubes tourne à grande vitesse, induisant continuellement l'air vers son centre, générant un débit d'air radial orienté par des aubes vers l'extrémité de la roue à aubes qui modifie le débit d'air pour le rendre perpendiculaire par rapport à l'axe de rotation. L'action de la roue à aubes accélérera le débit d'air, provoquant une augmentation de la pression [8]. À la sortie de la roue à aubes, l'air passe par un espace sans aubes suivi d'un diffuseur à aubes constitué d'aubes tangentes à la roue à aubes qui transforment l'énergie cinétique en énergie de pression [27]. Lorsque l'air quitte la roue à aubes, il dépend de la configuration de celle-ci qui dictera la direction du débit d'air. Les différents types de roues à aubes sont illustrés dans la figure 2.18.

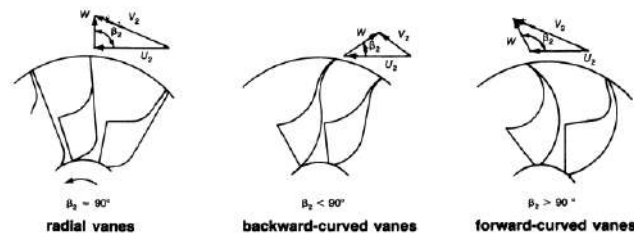


Figure 2.18 : Types de roue à aubes [27]

Lorsque l'air traverse la roue à aubes, il y a des changements de pression et de vitesse. Ces modifications peuvent être observées dans la figure 2.19, où un graphique de la pression et de la vitesse est tracé, décrivant le passage de l'écoulement d'air à travers les éléments du compresseur.

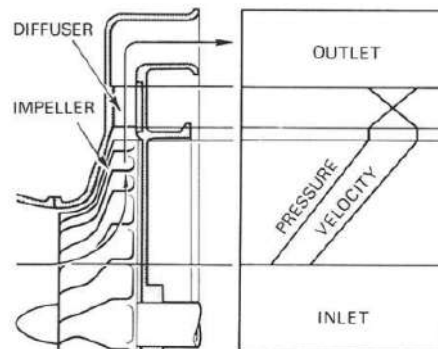


Figure 2.19 : Évolution de la pression et de la vitesse à travers le système roue à aubes-diffuseur [27]

Ce compresseur est un choix pour les plus petites turbines à gaz car il est plus simple, a une fabrication à faible coût, une grande stabilité, ce qui signifie une plus grande plage de fonctionnement. Les compresseurs radiaux obtiennent un rapport de pression élevé, comme 13:1 en modes expérimentaux et, en moyenne 5:1 [17]. Un équilibre global des points positifs et négatifs concernant les trois roues à aubes peut être vu dans le tableau 2.1.



Tableau 2.1 : Avantages et inconvénients des différentes roues à aubes [27]

Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity</li> <li>2. No complex bending stress</li> <li>3. Easy manufacturing</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Surge margin is relatively narrow</li> </ol>
<i>Backward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number</li> <li>2. Surge margin is wide</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Low-energy transfer</li> <li>2. Complex bending stress</li> <li>3. Hard manufacturing</li> </ol>
<i>Forward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. High-energy transfer</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. High-outlet kinetic energy = High-diffuser inlet mach number.</li> <li>2. Surge margin is less than radial vanes</li> <li>3. Complex bending stress</li> <li>4. Hard manufacturing</li> </ol>

### 2.3.2.2 Axial

Le compresseur axial, figure 2.20, est le plus utilisé dans les conceptions de moteurs pour les avions actuels car il peut fournir des rapports de pression élevés et des débits massiques élevés en même temps, permettant de fabriquer des moteurs à haute poussée. Ce compresseur est formé de plusieurs rotors, connectés à l'arbre central, qui augmentent l'énergie cinétique et la pression statique. Chaque rotor est accompagné de stators, qui sont des rotors fixes réduisant l'énergie cinétique, augmentant ainsi la pression statique et empêchant le flux de spiraler [28]. Agissant comme des redresseurs d'air qui éliminent le tourbillon, les aubes de stator le font grâce à leur angle variable qui corrige le flux du rotor et dirige le flux dans la bonne direction pour le rotor suivant [6]. En abaissant l'angle d'attaque, les stators variables réduisent la tendance au décrochage [17]. La pression et la vitesse à travers le compresseur axial sont démontrées dans la figure 2.21.

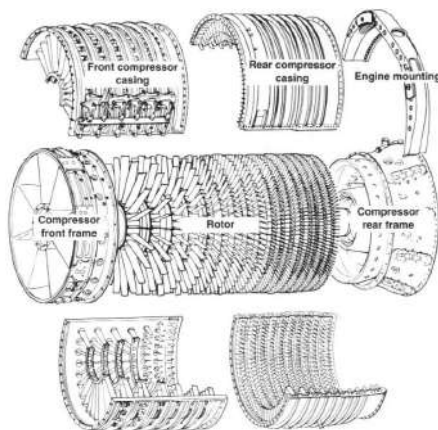


Figure 2.20 : Compresseur axial [6]

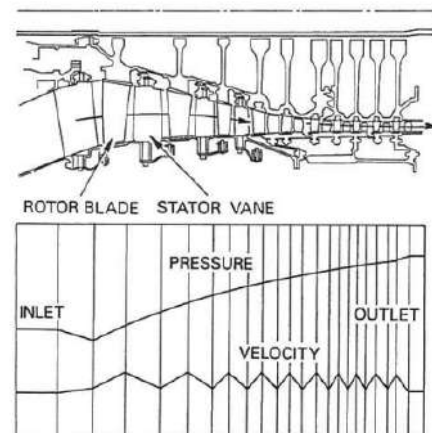


Figure 2.21 : Changements de pression et de vitesse dans un compresseur axial [8]

Une rangée de rotor, avec une rangée d'aubes de stator, est appelée un étage. Chaque étage a une faible augmentation de pression. L'augmentation est faible en raison de l'angle de déviation des aubes, et le taux de diffusion doit être limité pour éviter la séparation de l'air au niveau des aubes, ce qui pourrait être suivi d'un décrochage des aubes. Pour supprimer cet effet, des "soupapes de décharge" ont été créées pour libérer une partie de l'air des aubes dans les rangées intermédiaires et le stator variable. En contrôlant autant que possible pour prévenir ces pertes, le corps du compresseur peut être construit pour avoir plusieurs étages, qui,

en comparaison avec le compresseur centrifuge ayant la même surface frontale, obtient des rapports de pression plus élevés, générant ainsi beaucoup plus de poussée. C'est pourquoi le compresseur axial est choisi pour la plupart des moteurs d'avion [6]. D'autres avantages sont la réduction de la traînée aérodynamique due à une section transversale plus petite et l'absence de besoin de détourner le flux car les flux d'air s'écoulent de manière uniforme vers la turbine [8].

Ces moteurs peuvent être composés de plus d'une bobine. La bobine est l'arbre qui relie le compresseur et la turbine, sur lequel cette dernière tourne. S'il n'y a qu'un seul ensemble de compresseur et de turbine, le dispositif de propulsion est classé comme monobobine, comme illustré à la figure 2.22. Un multibobine se compose de deux ou plusieurs ensembles de rotor, chaque rotor étant entraîné par sa propre turbine [8]. Un exemple de multibobine est présenté à la figure 2.23.

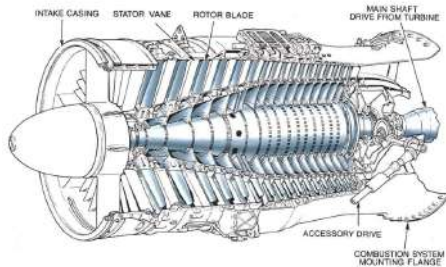


Figure 2.22 : Compresseur axial à simple corps [8]

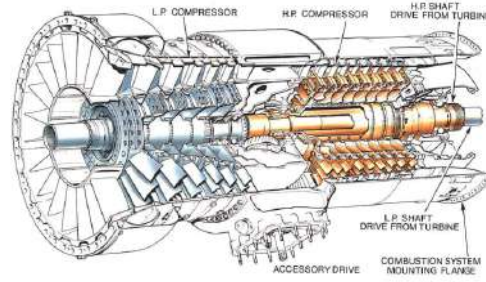


Figure 2.23 : Compresseur axial à double corps [8]

Si le compresseur tourne à une vitesse optimale, il atteint des rapports de pression plus élevés. Avec des valeurs de rapport de pression élevées, l'efficacité du carburant est améliorée, mais cela a des limites. Le carter a tendance à se dilater et à se déformer, rendant nécessaire un carter de compresseur plus lourd pour supporter les contraintes de vibration[8].

### 2.3.3 Diffuseur

Le diffuseur ou stator est un sous-composant du système de compresseur, qui redirige le flux d'air radial à haute vitesse provenant de la roue à aubes vers la chambre de combustion, convertissant l'énergie résiduelle de vitesse en énergie de pression [29].

Le système de diffuseur peut être distingué entre deux types, avec aubes ou sans aubes. L'espace annulaire sans aubes est facilement produit et pourrait être efficace. Comme il n'a pas d'aubes, l'angle correct des aubes ne devient pas une préoccupation avec la conséquence de rompre le flux. Cependant, le diffuseur sans aubes ne serait pas le choix approprié car le conduit d'écoulement s'élargirait, augmentant ainsi la possibilité de rupture du flux. En considérant la loi de Bernoulli, l'énergie totale du flux reste constante, en d'autres termes, si la vitesse augmente, la pression diminue. De plus, puisque la relation entre la vitesse et le diamètre du diffuseur, basée sur la loi du vortex, est constante, on conclut que l'élargissement du flux n'aurait pas l'impact souhaité sur la conversion de pression, donc le flux pourrait se rompre [29].

Le diffuseur à aubes peut avoir des aubes de guidage courbées dans le sens de la rotation du compresseur, courbées dans le sens opposé, ou même des aubes qui s'élargissent, formant des coins épais pouvant être percés. Ces dernières permettent la fixation de boulons sans interférer avec le flux de gaz. Ces types, illustrés à la figure 2.24, sont respectivement identifiés comme aubes de diffuseur droites, aubes courbées vers l'avant et diffuseur à aubes en forme de coin. De plus, ce type de diffuseur possède des aubes

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

qui contrent le mouvement de torsion des gaz, évitant une chute de la pression du gaz, en éliminant le mouvement spiralé résiduel [29].

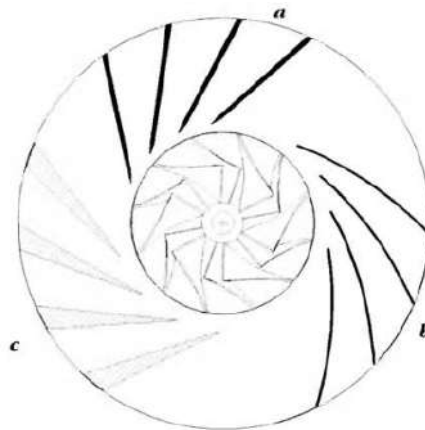


Figure 2.24 : Types de diffuseur [29]

### 2.3.4 Chambre de combustion

C'est dans la chambre de combustion, voir figure 2.25, que presque toute l'augmentation de l'énergie interne est réalisée et c'est l'un des composants les plus importants pour la poussée générée. Elle est conçue pour fournir une combustion efficace en limitant les pertes de pression au minimum en raison du rôle pertinent qu'elle joue dans le fonctionnement et les coûts d'exploitation [17]. C'est là que le carburant est brûlé après avoir été mélangé avec l'air induit par le compresseur, suivi d'une libération d'énergie thermique, après la combustion, où l'air sera dilaté et accélérera à travers un flux [6]. Pour que l'air soit uniformément

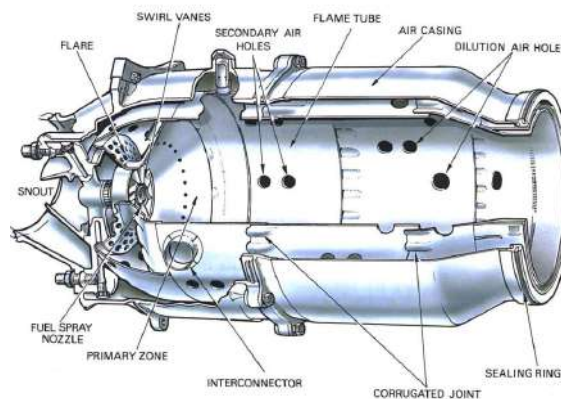


Figure 2.25 : Chambre de combustion [8]

chauffée, il doit y avoir un contrôle de la température au moment de la combustion et un matériau adéquat pour résister aux températures extrêmes tout au long du processus de combustion. La chambre de combustion supporte des différences d'augmentation de chaleur de 650 à 1150 degrés Celsius de l'air préchauffé, qui entre dans la chambre à 250 à 550 degrés Celsius. Cependant, seulement 20 pour cent du débit massique d'air passe dans la zone primaire (où a lieu la combustion du carburant) de la chambre de combustion, à travers les aubes de tourbillon pour stimuler la recirculation du gaz chaud et les petits orifices du disque supportant le générateur de tourbillon. Cette recirculation est créée par les aubes de tourbillon, qui appartiennent à une pièce entière désignée comme le nez, qui réduit la vitesse d'écoulement de l'air pour atteindre les valeurs souhaitées afin de maintenir la flamme allumée, constamment, tout au long de la plage de fonctionnement en cours. De plus,

il y a aussi un autre 20 pour cent qui passe par les trous d'air secondaires, rejoignant le gaz chaud pour abaisser la température avant qu'il n'atteigne la turbine [8].

Dans les trous d'air secondaires, l'air traverse les parois externes et internes du tube de flamme, pénétrant à l'intérieur après que le flux adjacent ait passé la zone primaire. L'union de ces deux flux crée une recirculation à faible vitesse, générant un vortex toroïdal pour obtenir une flamme stabilisée [8].

Avec des températures si élevées, il serait extrêmement difficile pour un matériau de supporter et de maintenir la même performance indépendamment de la température. Par conséquent, pour permettre le bon fonctionnement du matériau, la chambre de combustion a été conçue pour dicter le parcours du flux d'air. Cela permet de refroidir le matériau et le gaz chaud. Pour éviter une performance indésirable de la chambre, un espacement dans le tube de flamme a été développé, de sorte que le flux d'air refroidisse les parois du tube de flamme, l'empêchant de surchauffer. En moyenne, à des fins de refroidissement, 40 pour cent d'un total de 60 pour cent de l'air n'est pas utilisé pour la combustion [6]. Ensuite, un autre 20 pour cent de l'air passe par les trous d'air secondaires, dans la zone de dilution, réduisant les températures des gaz chauds de 1800 à 2000 degrés Celsius avant qu'ils n'atteignent la turbine [8]. La distribution de l'air à l'intérieur du brûleur est démontrée ci-dessous, à la figure 2.26.

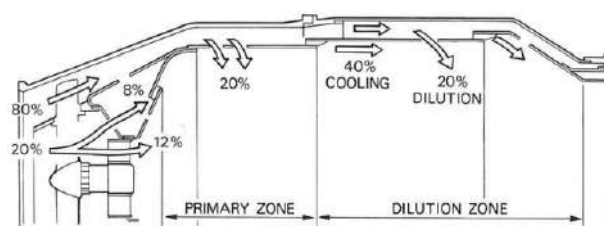


Figure 2.26 : Répartition de l'air à l'intérieur du brûleur [8]

### Types de chambres de combustion

- chambres de combustion multiples ou chambre de combustion de type canette

Elle possède plusieurs chambres simples en parallèle formant un cercle autour de l'arbre central. La combustion est facilement réalisable puisqu'il suffit d'allumer un ou deux brûleurs. La création d'une flamme qui se propage de tube de flamme en tube de flamme par un lien de connexion nommé interconnecteur permet aux brûleurs de fonctionner à une pression équilibrée [6]. Un exemple de cette chambre est montré à la figure 2.27.

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

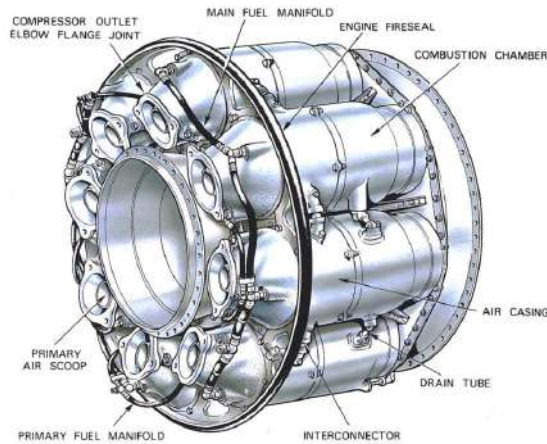


Figure 2.27 : Chambre de combustion multiple [8]

- Chambre de combustion tubo-annulaire ou can-annulaire

Elle est apparue comme un compromis entre le type-can et la chambre annulaire, améliorant les défauts de chacun tout en combinant leurs caractéristiques les plus fortes. Cette chambre de combustion, illustrée à la figure 2.28, se distingue des chambres de combustion multiples par un carter extérieur entourant les différentes chambres pour l'alimentation en air secondaire, devenant ainsi plus stable mécaniquement qu'auparavant. Cette amélioration a permis une utilisation plus efficace de l'espace disponible [6].

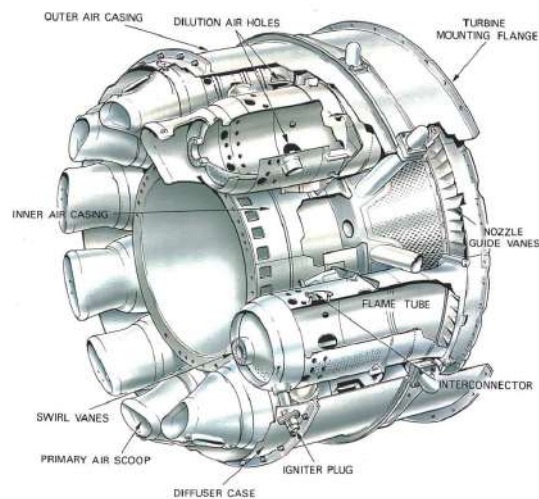


Figure 2.28 : Chambre de combustion tubo-annulaire [8]

- Chambre de combustion annulaire

Il s'agit d'un seul tube de flamme, illustré à la figure 2.29, sous une forme annulaire, qui utilise plus efficacement l'espace volumétrique, permettant un processus de combustion uniforme. Son design plus simple permet une réduction bénéfique du poids total, puisque l'énergie déployée à travers les brûleurs est la même, avec 25 pour cent de longueur en moins. Cela impacte ensuite le coût de production en le diminuant [8].



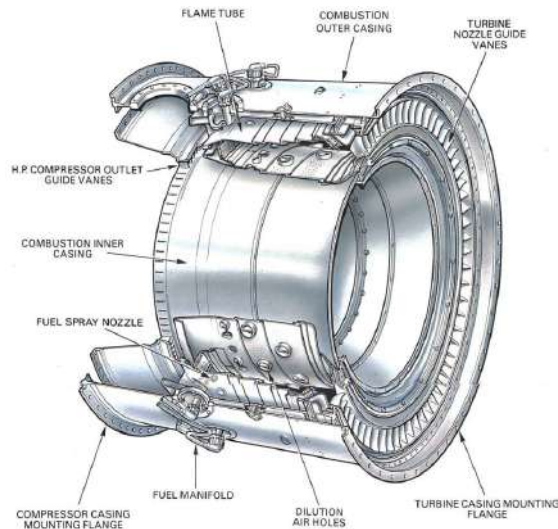


Figure 2.29 : chambre de combustion annulaire [8]

### 2.3.5 Turbine

La turbine est un composant principal du générateur de gaz, qui entraîne le compresseur. Sa fonctionnalité prioritaire est de retirer l'énergie contenue dans le gaz chaud, provenant de la combustion, en absorbant l'énergie lors de l'impact du flux de gaz avec les aubes. Elle extrait l'énergie lorsque le gaz chaud, à haute température, atteint la limite de l'espace disponible dans la turbine. Ce cycle, de manière répétée, favorisera la rotation, à grande vitesse, de la turbine. Assez rapide pour entraîner le compresseur sous forme de puissance mécanique de l'arbre, ce qui est réalisable en convertissant l'énergie cinétique en énergie de pression et en travail [8].

#### 2.3.5.1 Axial

La plupart des moteurs d'avions sont équipés de turbines à flux axial en raison de leur plus grand débit massique d'admission. Ce type de turbine se caractérise par un ensemble composé d'un stator et d'un rotor, dans cet ordre respectif. Un stator est une buse fixe avec des aubes de guidage de section de profil aérodynamique qui ajuste le flux provenant de la chambre de combustion vers la turbine en redressant le chemin d'écoulement, en accélérant le gaz, créant ainsi un effet de buse, d'où son nom. Il est suivi d'une roue tournante qui utilise l'énergie cinétique pour créer un mouvement [8].

Pour que l'extraction d'énergie soit réussie, les aubes de la turbine induisent un tourbillon dans le flux de gaz afin d'obtenir un travail uniforme sur toute la longueur des aubes. La conception des aubes influencera le flux expulsé de la turbine, le transformant davantage en flux axial, avant d'entrer dans le système d'échappement [6].

Pour être une turbine efficace, sa conception et son développement doivent être conformes aux spécifications du moteur. Une spécification importante est la demande de puissance qui influencera le nombre d'étages dans une turbine. Cependant, le nombre d'étages à ajouter ne dépend pas seulement de la demande de puissance, mais aussi de la vitesse de rotation, du diamètre maximal admissible de la turbine et du nombre de bobines de compresseur. Par exemple, les moteurs avec un rapport de compression élevé utilisent généralement deux arbres pour entraîner le compresseur basse et haute pression [6].

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

Le mouvement de rotation provoque des contraintes dans le disque de turbine qui augmentent avec le carré de la vitesse [8].

De nouveaux matériaux et techniques de refroidissement ont été développés pour supporter les hautes températures et pressions. Un matériau généralement utilisé pour les vitesses des aubes est les superalliages à base de nickel en raison de leur haute résistance au fluage et de leur résistance à haute température [30]. Même ainsi, des efforts sont faits pour prévenir et gérer les pertes dans toute partie et fonctionnement de la turbine. Cependant, il est extrêmement difficile de prévenir les pertes comme le frottement, le changement de direction du flux ou le jeu en bout [6].

La manière dont une turbine convertit l'énergie désigne son type, en la distinguant en trois types : impulsion, réaction et impulsion-réaction.

La turbine à impulsion, illustrée à la figure 2.30, est similaire à une roue à eau qui extrait l'énergie du flux de gaz par l'impact du gaz sur les aubes de la turbine. Le gaz passe par les aubes de guidage de buse en sortant avec une vitesse plus élevée, diminuant la pression et la température. Dans l'étage de rotor, le flux accéléré impactera les aubes du rotor, réduisant la vitesse en raison de l'énergie transmise du gaz aux aubes. Cet échange de moment entraînera la rotation de la roue[6].

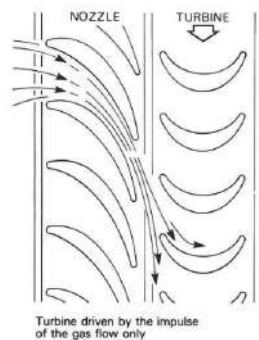


Figure 2.30 : Turbine à impulsion [8]

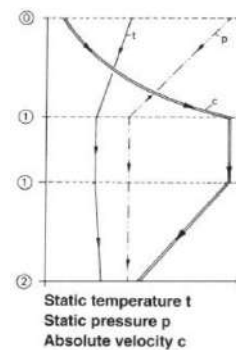


Figure 2.31 : Variation des propriétés tout au long de [8]

En observant la figure 2.31, on distingue trois phases distinctes. Lorsque le gaz entre dans les aubes de guidage de buse, correspondant à la phase zéro à un, il subit une diminution de pression et de température avec une augmentation de la vitesse. Ensuite, tout au long de la phase un, alors que le gaz quitte les aubes de guidage de buse et atteint les aubes du rotor, la température, la pression et la vitesse restent constantes. Il passe ensuite dans le chemin des aubes du rotor, de la phase un à deux, où l'énergie est extraite sous forme de travail, réduisant la vitesse d'écoulement du gaz. On peut observer une légère augmentation de température en raison du frottement [8].

La turbine à réaction ne diffère pas beaucoup de la turbine à impulsion. La différence réside dans les aubes du rotor. En d'autres termes, le chemin des aubes du rotor, en raison de la conception de l'aube, crée un effet de buse, accélérant davantage l'écoulement du gaz. En raison de sa conception, une force aérodynamique est également générée, en plus du moment généré par l'impact du gaz sur les aubes, provoquant la rotation du rotor [8].

La constriction dans les sections transversales du chemin d'écoulement provoque l'effet de buse expliqué précédemment. De plus, il y a une réduction légèrement moindre de la température et de la pression que dans la turbine à impact.

### 2.3.5.2 Radial

Depuis la première utilisation dans un moteur à réaction à la fin des années 1930, jusqu'à l'utilisation des turbocompresseurs, la turbine à flux radial est utilisée à diverses fins, par exemple, les détendeurs pour la liquéfaction des gaz dans l'industrie pétrochimique, les petites turbines à gaz qui fournissent de l'énergie aux hélicoptères ou comme unités de production [27].

Une turbine radiale présente un grand avantage pour la production de travail. Ce type de turbine fournit plus de puissance que deux ou plusieurs étages d'une turbine à flux axial. De plus, le coût de sa fabrication est inférieur à celui d'une turbine axiale à un ou plusieurs étages. Cependant, en termes d'efficacité, ce type de turbine est moins performant que le type axial, ce qui est la principale raison pour laquelle le type axial est principalement appliqué aux moteurs d'avion [27].

La turbine à flux radial est divisée en deux types :

- Turbine à flux radial en porte-à-faux

Cette turbine, observée à la figure 2.32, est similaire à une turbine à faible réaction ou à impulsion en raison de l'absence d'accélération du flux à travers la turbine. Elle se caractérise par l'absence d'angles d'entrée radiaux et par l'utilisation d'aubes en porte-à-faux bidimensionnelles. Les faibles valeurs d'efficacité et les complications de fabrication expliquent leur rare utilisation [27].

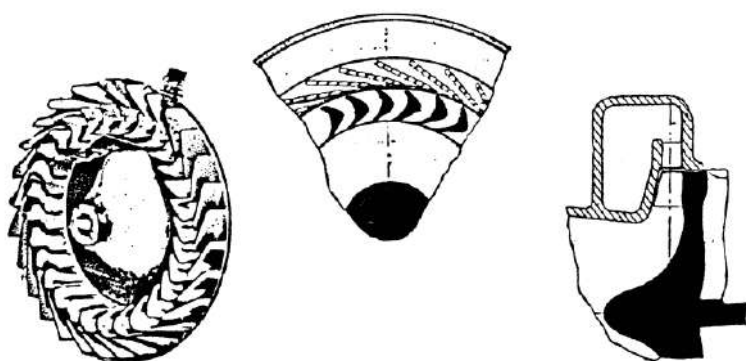


Figure 2.32 : Turbine à flux radial en porte-à-faux [27]

- Turbine à flux radial mixte

Cette turbine, illustrée à la figure 2.33, est composée, tout d'abord, d'une volute qui collecte, à partir d'un seul conduit, le flux, vers les aubes de buse qui sont souvent utilisées comme des buses sans aubes, comme dans les turbocompresseurs où l'efficacité n'est pas importante en raison de l'excès d'énergie dans les gaz d'échappement. Avec une conception à aubes, le flux est dirigé par les aubes, l'accélérant. Ces aubes sont fusionnées dans le moyeu ou le disque, provoquant une force normale à la ligne directrice du flux. Lorsque le flux atteint la section courbée des aubes ou l'exducteur, une partie de la force de vitesse tangentielle est supprimée. Enfin, le flux atteint le diffuseur de sortie, où la haute vitesse absolue de l'exducteur est transformée en pression statique [27].



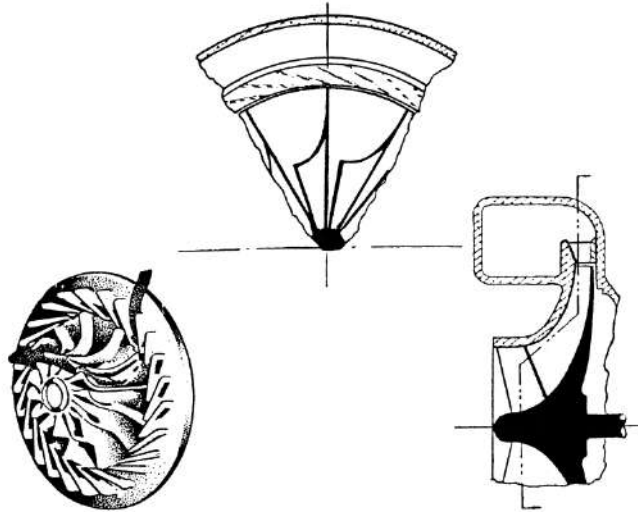


Figure 2.33 : Turbine à flux radial mixte [27]

### 2.3.6 Buse d'échappement

Le dernier composant d'un turboréacteur est responsable de la génération de poussée, séparant le turboréacteur d'un générateur de gaz, comme mentionné précédemment. Sa méthode de production de poussée consiste à convertir l'enthalpie restante en vitesse d'échappement [29].

La buse est développée selon les performances requises et prend diverses formes. Concernant la conception, trois types sont distingués :

- Buse convergente

La surface de la section transversale du conduit diminue le long de la direction de l'écoulement, se terminant par une section transversale plus petite, accélérant ainsi le flux. L'accélération se produit en raison d'une pression plus élevée à l'entrée de la tuyère que la pression ambiante, déchargeant le flux jusqu'à ce qu'il atteigne la pression ambiante, où le gaz se dilatera complètement. Si cette buse décharge à une vitesse sonique, où le débit massique est maximal, la buse est considérée comme étranglée. Elle est principalement appliquée dans les avions commerciaux et militaires à haute vitesse subsonique [6].

- Buse divergente

La section transversale augmente jusqu'à atteindre sa taille maximale à la sortie. Cela provoque l'étalement du flux de fluide à travers la buse, ralentissant ainsi l'écoulement [31].

- Tuyère convergente-divergente

Caractérisée par une section variable. À l'avant, l'aire de la section transversale diminue, suivie d'une nouvelle augmentation de l'aire de la section transversale. Le contrôle de la partie convergente et divergente rend la buse de géométrie variable souvent utilisée pour ajouter plus de poussée[6]. La figure 2.34 est un croquis de la buse convergente et divergente.

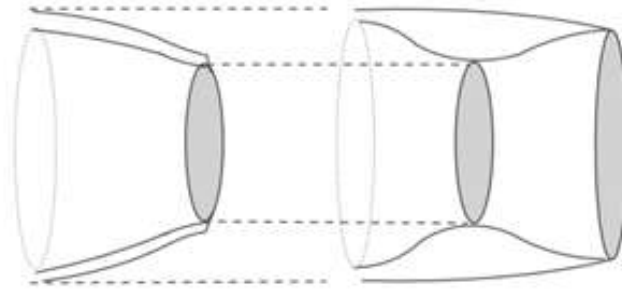


Figure 2.34 : Tuyère convergente-divergente

### 2.3.7 Système de carburant

#### 2.3.7.1 Carburants

Le choix du carburant approprié pour un turboréacteur de petite taille dépend de l'énergie maximale disponible par kilogramme de carburant [10]. Les carburants avec une chaleur spécifique de combustion élevée incluent l'essence, le kérosène, le diesel, le JP1 à JP8, qui sont différents types de pétrole pour avion, le propane et le gaz butane. Si possible, l'utilisation de pétrole pour avion de type quatre kérosène et d'essence sont les meilleures options pour le processus de combustion. La forte présence d'hydrocarbures volatils dans ces deux carburants les place en favoris [29]. Cependant, le carburant diesel, qui est similaire au kérosène, a une densité énergétique élevée, ce qui le rend préférable à utiliser car il est facilement obtenu, étant disponible à chaque station-service [10]. De plus, le mélange vapeur de diesel-air a une température d'ignition plus basse, environ 300 degrés Celsius, que le mélange vapeur d'essence-air qui nécessite une température supérieure à 600 degrés Celsius pour s'enflammer [10].

Les carburants les plus appropriés pour les petits moteurs à turboréacteur sont les carburants gazeux, en particulier le propane ou le butane. Outre ces gaz, l'utilisation de méthanol pourrait être envisagée, bien que sa faible densité énergétique joue en sa défaveur pour sa sélection. La pompe à carburant pour ce type de carburant est dispensable puisque le gaz sous pression s'écoule spontanément à travers le moteur [29]. Parmi les types de carburants gazeux mentionnés, le propane est considéré comme plus adapté pour les essais statiques ou les travaux de développement [10]. Malgré ses avantages, ce gaz nécessite un réservoir sous pression avec un volume double pour la même masse de carburant diesel, en raison de sa faible densité énergétique [10]. Les différences des carburants discutés peuvent être discernées dans le tableau démontré, tableau 2.2.

Tableau 2.2 : Carburants [29]

SPECIFICATION OF POSSIBLE MODEL JET ENGINE FUELS						
	Diesel	Petrol	JP1/Jet A	JP4	Propane	Methanol
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 <sup>(1)</sup>	0.79
H <sub>hi</sub> [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	46.3	19.5
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	-42	65
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380	2,080
(5 Minutes, 30 N Thrust) <sup>(2)</sup>						
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High	High
Price (£/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7	0.6

(1) Liquid Under Pressure  
(2) Sufficient for 5 minutes of powered flight at a thrust of 30 Newtons. (Specific Consumption = 0.3 kg/N/h)

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

### 2.3.7.2 Modes d'injection de carburant

Le mélange air-carburant peut être réalisé par atomisation ou vaporisation du carburant. La première est une technique courante utilisée dans les avions de taille normale, où la qualité de la combustion dépend fortement de la taille des gouttelettes du carburant atomisé. La complexité de cette technique l'emporte sur ses avantages pour l'injection dans les petits moteurs [29].

La vaporisation du carburant consiste en de petits tubes, appelés vaporisateurs, où le gaz préchauffé circule, vaporisant une partie du carburant avant d'atteindre la zone primaire. Le carburant est poussé à travers de fins tubes, chacun étant connecté à un seul tube coudé. L'aspect bénéfique de ce système est que le carburant se mélange à l'air avant d'entrer dans la zone de combustion. Malheureusement, l'efficacité de cette méthode ne peut être confirmée que par des expériences systématiques, par exemple, si le vaporisateur est trop étendu, la température a tendance à augmenter [29]. Les types d'injection de carburant peuvent être vus dans la figure 2.35.

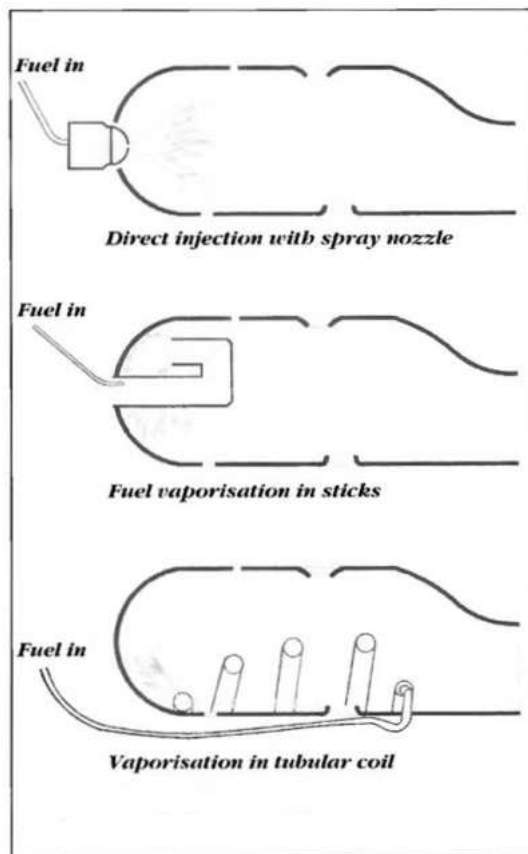


Figure 2.35 : Modes d'injection de carburant [29]

## 2.4 Notions de base sur le turbocompresseur

Le tout début du turbocompresseur remonte à 1885 lorsque Gottlieb Daimler a créé et breveté le processus mécanique de pré-compression de l'air entrant dans le moteur. Cependant, le créateur considéré du turbocompresseur était un ingénieur suisse, Alfred Büchi, qui a breveté son invention en 1915, comme le montre la figure 2.36 [32].

Cet appareil est composé d'un compresseur et d'une turbine reliés par un arbre commun, forçant l'air à entrer dans le moteur.

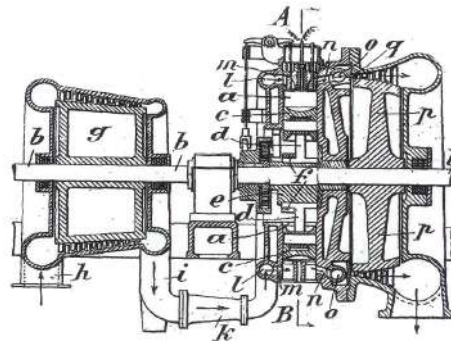


Figure 2.36 : Turbocompresseur, Brevet d'Alfred Büchi [32]

admission d'air dans la chambre de combustion, d'un moteur à combustion interne. Les composants du turbocompresseur sont illustrés à la figure 2.37.

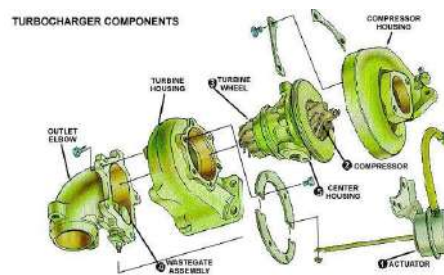


Figure 2.37 : Composants de turbocompresseur

La turbine utilise les gaz d'échappement du moteur comme moyen de produire le travail nécessaire, la faisant tourner par l'arbre, pour que le compresseur commence à tourner. Le compresseur pressurise l'air, l'acheminant vers la chambre de combustion. Dans la chambre de combustion, il y a une augmentation du débit du mélange air-carburant, puisque la quantité de carburant est proportionnelle à l'excédent d'air [33].

Avec plus de carburant brûlé, la puissance de sortie augmente ainsi que l'efficacité du moteur à combustion interne. Ce cycle est démontré à la figure 2.38. Ces résultats ont été découverts pour la première fois par Alfred Büchi lors de sa première application réussie, obtenant une augmentation de puissance de plus de 40 pour cent [32]. Ce gain, tant en puissance qu'en efficacité, a fait du turbocompresseur un dispositif largement utilisé dans les véhicules.



Figure 2.38 : Fonctionnement du turbocompresseur [35]

Le développement d'un turbocompresseur implique la conception des aubes de compresseur et de turbine ainsi que de leurs carters. Les conceptions des aubes sont analysées en CFD, Dynamique des fluides numérique, pour comprendre comment l'air s'écoule. Quant à la conception des carters, l'écart entre le rotor doit être suffisamment petit pour que le rotor puisse diriger le flux d'air. Sinon, il y a la possibilité que le flux glisse

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

entre le bord du rotor et le carter [33].

En général, si plus d'informations sont nécessaires sur un turbocompresseur spécifique, le fabricant dispose d'un graphique décrivant les performances du compresseur du turbo, qui inclut le rapport de pression, le débit massique, la vitesse du turbo et les zones d'efficacité. Ce graphique, appelé carte de compresseur, fournit des détails importants, permettant de connaître quel serait le débit d'air pour, spécifiquement, ce compresseur, à un rapport de pression donné. La figure 2.39 est présentée, reconnaissant les différentes caractéristiques de performance dans le graphique. Juste en dessous, se trouve une brève explication des caractéristiques observées [34].

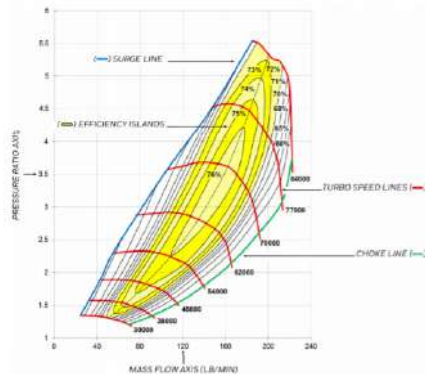


Figure 2.39 : Exemple de carte de compresseur[34]

- Rapport de pression : rapport de la pression absolue de sortie par la pression absolue d'entrée [34].
- Débit massique : masse d'air passant à travers le compresseur pendant une période de temps donnée[34].
- Ligne de pompage : trace la ligne qui distingue une opération stable, trouvée à droite de la ligne, d'une région d'instabilité de flux qui pourrait conduire à une défaillance précipitée du turbo, causée par une charge de poussée importante [34].
- Ligne de décollement : c'est la ligne qui sépare le débit massique maximal que le compresseur peut traiter, côté gauche de la ligne, de l'incapacité du compresseur à traiter le débit en raison des vitesses soniques atteintes, au rotor, à l'entrée par le débit, empêchant l'augmentation du débit [34].
- Îlots d'efficacité : régions concentriques sur la carte de compresseur qui correspondent au rendement du compresseur différencié par la taille des régions. Plus la région est petite, plus l'efficacité est élevée [34].

La carte de compresseur obtenue pour cette thèse est illustrée à la figure 2.40, bien qu'il ne s'agisse pas du graphique réel de la performance du compresseur, ce qui a rendu difficile l'obtention d'un débit massique exact pour un rapport de pression donné. Le graphique représente la carte de compresseur du modèle de turbo, RHB31 VZ21, similaire au turbo IHI RHF3 [36].

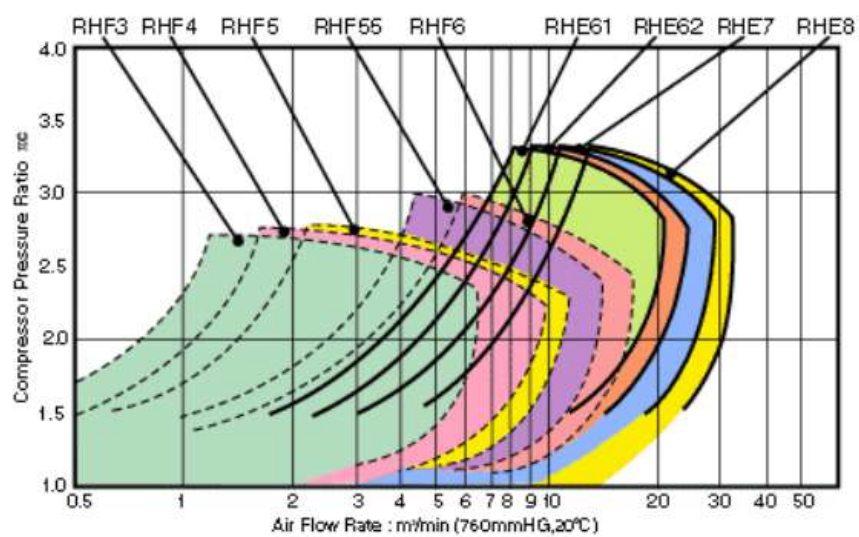


Figure 2.40 : Carte de compresseur RHB31VZ21 [36]

## Chapitre 3

### Méthodologie

Ce chapitre explique comment le processus de conception et de fabrication de chaque composant du mini-turboréacteur a été réalisé. Il est conçu pour chaque composant du moteur, expliquant comment les dimensions ont été obtenues pour la conception et quels sont les matériaux pour chaque composant. La deuxième section décrit le processus de fabrication choisi. Un organigramme de la méthodologie est présenté à la figure 3.9, située à la fin du chapitre 3.

#### 3.1 Processus de dimensionnement

##### 3.1.1 Compresseur

Le point de départ pour le dimensionnement de ce moteur se situe au niveau du compresseur. Le compresseur choisi pour ce projet expérimental provient de la société de turbos IHI, le modèle RHB31 VZ21.

D'après l'examen de la littérature, les compresseurs utilisés dans des projets similaires, par exemple le turboréacteur de Kamps ou le turboréacteur WPI, étaient centrifuges pour offrir un plus grand rapport de compression et une meilleure efficacité. De plus, le turbo ou l'ensemble compresseur/turbine est facilement disponible en ligne et peut être acheté à un coût relativement bas, comparé à d'autres turbos. Puisqu'il a déjà été acheté, ce compresseur a été utilisé pour développer cette thèse.

La conception du compresseur doit être réalisée avec des mesures exactes pour que la conception soit précise. Pour ce faire, les producteurs de turbos ont été contactés. Néanmoins, il ne leur a pas été possible de fournir ces dimensions car il s'agit d'informations confidentielles. Les informations obtenues par la recherche pour la carte de compresseur ont été trouvées dans le document de spécifications techniques d'ECOTRON [36], montré à la figure 2.40.

Les dimensions de base telles que l'épaisseur de base, la hauteur de la roue à aubes/pale, et le diamètre d'entrée/sortie de la roue à aubes ont été mesurées à l'aide d'un pied à coulisse. Néanmoins, seul le diamètre de sortie de la roue à aubes était nécessaire.

Selon Kamps, un modèle de turboréacteur peut être produit en utilisant ses dimensions de turboréacteur avec un facteur d'échelle, obtenu à partir d'un rapport entre le diamètre du compresseur, 36,6 millimètres, et le diamètre du compresseur de Kamps, 66 millimètres [29] avec une valeur d'environ 0,55. À partir de cette valeur, les dimensions estimées des pièces du moteur ont été obtenues.

##### 3.1.2 Bride d'entrée

Cette pièce est le couvercle du moteur du côté du compresseur qui fixe le diffuseur au carter extérieur. Elle a été conçue sur la base du projet du Worcester Polytechnic Institute [37], en adaptant sa taille selon les dimensions du carter de compresseur et du carter extérieur de ce moteur, afin que la conception s'adapte au carter extérieur avec un jeu très réduit. De plus, les trous de boulons

ont été réalisés pour être alignés avec les trous du diffuseur et du carter extérieur, pour un meilleur couplage des deux composants.

L'aluminium a été le matériau choisi pour la fabrication de ce composant. Cependant, il n'est pas possible de spécifier le type de métal, car ce matériau a été prélevé d'un bloc moteur de rechange.

### 3.1.3 Carter de compresseur

Ce composant a été conçu en fonction du diamètre des aubes du diffuseur, afin de ne pas surdimensionner le carter et d'aligner les trous des vis avec les trous des aubes du diffuseur. Ensuite, on est passé à la partie qui accueille le compresseur. L'écart de l'entrée entourant le compresseur ne doit pas dépasser 0,3 millimètres pour atteindre des efficacités tolérables [29].

Cependant, pour réussir la conception du carter de compresseur en respectant la tolérance, un scan 3D du compresseur aurait dû être réalisé, afin de pouvoir déterminer la courbure du compresseur rotatif. Étant donné qu'il n'a pas été possible d'obtenir un scan 3D, le carter a été conçu en traçant des circonférences du diamètre de l'exducteur et de l'inducteur du compresseur. La figure 3.1 présente le point de départ de cette conception.

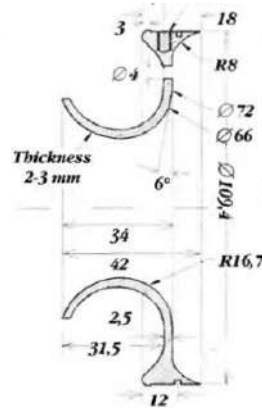


Figure 3.1 : Carter de compresseur [29]

Dans la littérature examinée, le matériau recommandé pour cette pièce est l'aluminium. Par conséquent, il a été décidé de construire en utilisant ce matériau. Hélas, il n'est pas possible de connaître la spécification du type d'aluminium, car il a également été pris d'un bloc moteur de rechange.

### 3.1.4 Diffuseur

La pièce la plus délicate et difficile à concevoir était le diffuseur. La première étape à suivre était de choisir le style de diffuseur : sans aubes ou avec aubes, et, s'il est avec aubes, décider entre des aubes droites, courbées vers l'avant ou en forme de coin. D'après les exemples observés dans la littérature, il a été décidé de concevoir un diffuseur à aubes en forme de coin en tenant compte des boulons de fixation, qui permettent au carter de compresseur de s'accrocher au diffuseur et d'éviter les fuites du flux de gaz [29].

Tout d'abord, le diffuseur a été dimensionné en fonction du diffuseur de Kamps. Le livre de Thomas Kamps,[29] indique les dimensions du diffuseur et inclut le profil de la lame axiale, affiché dans les figures 3.2 et 3.3.



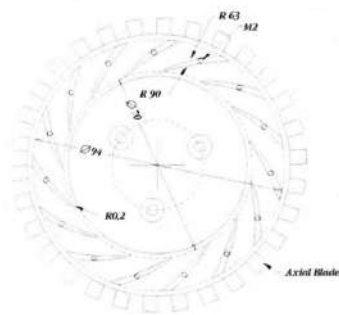


Figure 3.2 : Diffuseur [29]

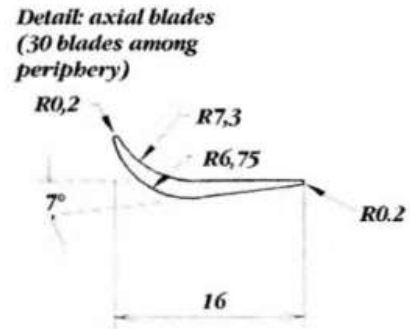


Figure 3.3 : Profil de pales de diffuseur[29]

### 3.1.5 Arbre et logement d'arbre

En examinant les conceptions d'arbres de mini-turbojets comme le KJ66, l'AMT Olympus ou le moteur de Kamps, il a été observé que les conceptions étaient relativement similaires. Par conséquent, l'arbre a été dimensionné en réduisant les dimensions de l'arbre de Kamps décrit dans la figure 3.4.

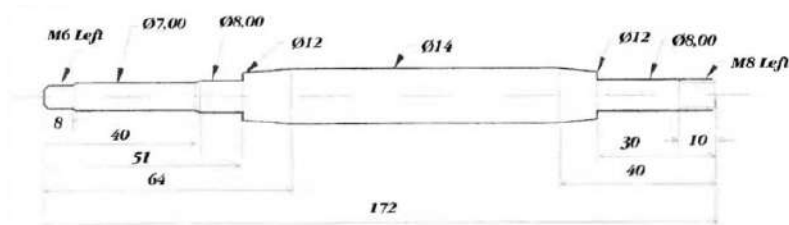


Figure 3.4 : Arbre [29]

L'arbre accueille deux roulements, situés aux sièges de roulement, positionnant le roulement de chaque côté de l'arbre. Les étapes sont pour un ajustement serré des roulements afin d'éviter leur déplacement. Pour produire cet arbre, il a été décidé d'utiliser une tige en acier inoxydable comme matériau à usiner davantage.

Le logement d'arbre a été conçu, comme l'arbre, pour contenir à l'intérieur l'arbre avec les deux roulements et, coupler le diffuseur, fixé avec des boulons au logement, ainsi que le logement de stator, qui sera également fixé avec des boulons au logement. Malgré la variété des conceptions de logement d'arbre, la conception déterminée serait simple et droite, s'élargissant aux deux extrémités du logement pour permettre de fixer les boulons du diffuseur et du logement de stator. Le dimensionnement a été exécuté en adaptant à notre échelle les dimensions du logement d'arbre qui sont représentées à la figure 3.5.

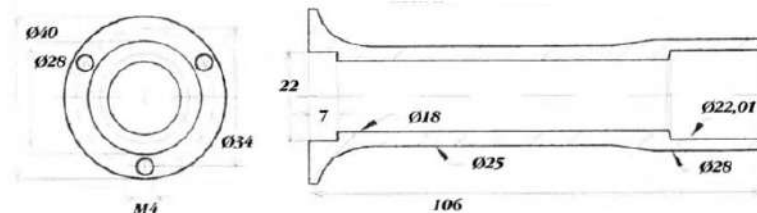


Figure 3.5 : Logement d'arbre [29]

L'aluminium est le matériau dont est constitué le logement d'arbre, mais il n'est pas possible de déterminer son type car il a été retiré d'un bloc moteur de rechange.

### 3.1.6 Chambre de combustion

Le design de la chambre de combustion considéré comme optimal était une chambre annulaire. Conformément à la littérature consultée, cela semblait être le meilleur choix pour son design simple et sa praticité, c'est-à-dire qu'il faciliterait le processus de fabrication par rapport aux autres types. De plus, le design du combustor provient généralement de données empiriques et, puisque l'objectif n'est pas d'améliorer un design, le choix d'une chambre de combustion qui avait déjà rempli son rôle avec succès était le choix le plus judicieux. Par conséquent, il a été décidé de la concevoir en se basant sur la chambre de combustion de Kamps, en adaptant sa taille et ses trous pour cette chambre de combustion. Elle consiste en une feuille d'acier inoxydable de 0,5 mm d'épaisseur façonnée en un tube avec le diamètre souhaité et une série de trous de différents diamètres. Les figures 3.6 et 3.7 ci-dessous démontrent le design de la chambre de combustion sur lequel on s'est basé [29]. La chambre de combustion

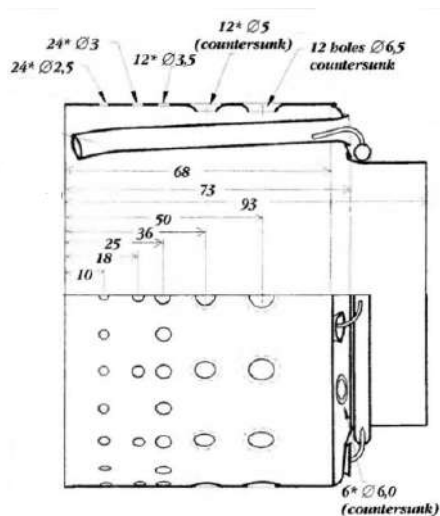


Figure 3.6 : Tube de flamme extérieur [29]

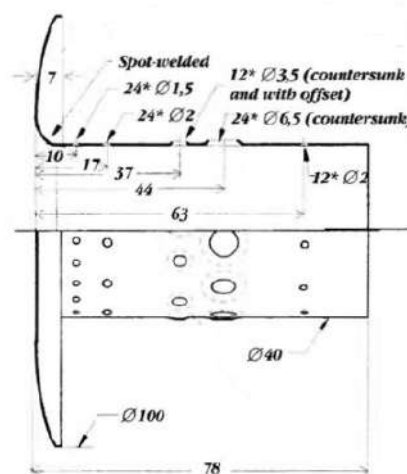


Figure 3.7 : tube de flamme interne[29]

possède deux tubes, un tube plus petit qui s'insère à l'intérieur du plus grand. Les diamètres des trous et la distance entre eux ont été réduits à une taille et une distance adéquates, en rapport avec ce mini-turbojet.

### 3.1.7 Distributeur de carburant

Le distributeur de carburant, comme son nom l'indique, disperse le carburant vers les tubes de vaporisation de la chambre de combustion. Pour les petites turbines à gaz observées, la conception est presque la même. Par conséquent, un anneau d'injection a été conçu, avec un diamètre adéquat, pour la chambre de combustion conçue. L'anneau d'injection est placé sur le côté intérieur de la chambre de combustion du côté de la turbine, et comporte plusieurs injecteurs correspondant à chaque tube de vaporisation. Le carburant provient d'une source externe qui est connectée à un tube traversant le carter extérieur jusqu'à la chambre de combustion, où il est également relié à l'anneau d'injection. Le distributeur de carburant est fabriqué à partir d'un tube en acier inoxydable de 3 millimètres de diamètre [29].

### 3.1.8 Système de pales de guidage de buse

Les aubes de guidage ou le stator, fixés au carter, redirigent le flux vers la turbine. Le carter, en plus de maintenir les aubes de guidage, est conçu pour avoir l'espace nécessaire pour que la turbine puisse tourner, en maintenant constant l'écart entre les deux composants, afin que l'efficacité ne soit pas

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

affectée. La plupart des conceptions de systèmes d'aubes de guidage de buse ont été réalisées pour des turbines axiales. Cependant, le système d'aubes de guidage de buse a été conçu en se basant sur d'autres conceptions utilisant une turbine radiale[38].

Le dimensionnement a été pensé, en conformité avec les composants affectés par sa conception, tels que la chambre de combustion, le distributeur de carburant et le logement d'arbre. L'idée était d'emboîter le tube de flamme extérieur avec les aubes de guidage de buse, où le distributeur de carburant serait fixé dans une bride, au niveau du tube de flamme interne.

### 3.1.9 Turbine

La turbine, comme le compresseur, a été récupérée du turbo RHB31 VZ21.

#### 3.1.10 Buse d'échappement

Ce composant est responsable de la génération de poussée. Cependant, cette dissertation n'a pas pour objectif principal l'optimisation de la poussée générée, mais plutôt la conception et la fabrication d'une petite turbine à gaz autonome. La conception de la buse est une buse convergente simple garantissant une construction directe qui est conçue à partir du dimensionnement de ce composant, basé sur la revue de la littérature. La figure 3.8 montre les dimensions de la buse d'échappement, bien qu'elle ait été réduite et adaptée à ce moteur à réaction. Le matériau recommandé pour ce composant est une feuille d'acier inoxydable de 0,5 millimètre d'épaisseur[29].

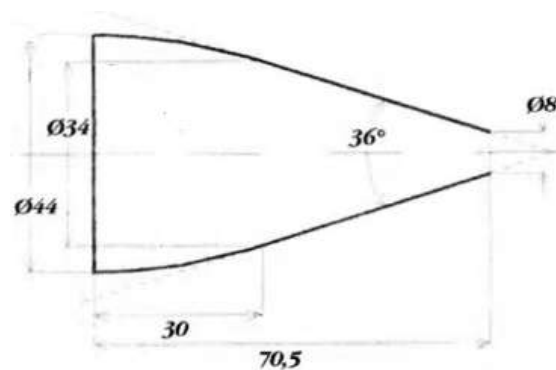


Figure 3.8 : Buse d'échappement [29]

#### 3.1.11 Roulement, Lubrification et Injection de carburant

La sélection des roulements doit être effectuée en tenant compte de l'objectif du roulement. Le roulement, pour une petite turbine à gaz, doit résister à des conditions de hautes températures et à des vitesses de rotation extrêmes. Avec ces exigences, les fabricants de roulements ont été recherchés pour ceux qui avaient l'ensemble de roulements avec les mesures souhaitées, afin de s'adapter correctement à l'arbre.

Les roulements choisis étaient des roulements à billes à gorge profonde en acier inoxydable, de la société SKF, supportant jusqu'à 120000 tr/min[39] et sont résistants aux hautes températures car, plus le nombre de tr/min est élevé, plus la température du roulement sera élevée [40]. Pour un fonctionnement adéquat des roulements, il doit y avoir un système de lubrification, qui devrait être créé en installant deux tubes fins en acier inoxydable sur le logement d'arbre, connectés à une pompe à huile. Chaque tube entre de chaque côté d'un roulement, pour le transport du lubrifiant. Les tubes traversent le carter extérieur

et ensuite, jusqu'à derrière le diffuseur, insérés dans le logement d'arbre.

L'injection de carburant est réalisée par un tube de carburant qui va, de l'anneau de distribution de carburant à travers le côté turbine du carter, jusqu'à la source de carburant externe. À l'anneau de distribution, le carburant est ensuite dirigé vers les tubes de vaporisation. La chambre de combustion a été conçue pour permettre au moteur de fonctionner avec différents carburants à l'état gazeux ou liquide.

### 3.1.12 Carter extérieur

La partie finale de ce moteur consiste en un tube en acier inoxydable d'une épaisseur de 0,5 millimètres[29]. Du côté du compresseur, des trous ont été percés pour permettre aux boulons de traverser le carter et d'atteindre le diffuseur. Les boulons ont été vissés, fixant le carter extérieur au diffuseur. À l'autre extrémité, le carter extérieur est fixé aux aubes de guidage de buse. Le design de ce composant, étant l'un des derniers à être conçu, n'a pas nécessité de réduction d'échelle basée sur la littérature. Avec les autres composants conçus, le carter extérieur doit couvrir, de manière adéquate, le générateur de gaz.

## 3.2 Processus de fabrication

Les directives de construction pour cette thèse, basées sur la littérature examinée et les vidéos en ligne de la fabrication des moteurs à réaction modèles, sont divisées en deux sous-sections, distinguées par les deux principaux matériaux utilisés pour produire les composants nécessaires au moteur. L'un est l'aluminium et le second est l'acier inoxydable.

Les composants en aluminium sont la bride d'entrée, le carter de compresseur et le diffuseur. La production de ces pièces a été réalisée, avec l'aide du FABLAB de l'UBI, Laboratoire de Fabrication, dans la fraiseuse CNC 5 axes. Il a été envisagé de le faire là-bas en raison de la précision de la production, qui est impossible à égaler si elle était faite à la main, par l'utilisation de fraiseuses manuelles. Pour que la fraiseuse CNC 5 axes produise le composant souhaité, un fichier au format .stp obtenu à partir des options de sauvegarde du logiciel de conception, dans ce cas, le logiciel CATIA, est requis. Avec cette procédure, des blocs ronds d'aluminium sont transformés en la forme attendue, avec une marge d'erreur de fonctionnement extrêmement faible. Cependant, le logement d'arbre a été créé par l'opération manuelle d'un tour.

Les éléments en acier inoxydable ont été fabriqués à l'aide d'une perceuse verticale, d'un tour, d'un rouleau et d'une machine de découpe au jet d'eau. La machine de découpe au jet d'eau a d'abord été utilisée pour découper les pièces conçues pour chaque composant. Les pièces ont été découpées à partir d'une feuille d'acier inoxydable, par conséquent, les composants conçus ont dû être dessinés dans leur forme plane, qui, plus tard, ont été travaillés pour obtenir la forme souhaitée. L'action suivante consistait à percer les trous, dans les pièces plates, appartenant au tube de flamme intérieur et extérieur, la chambre de combustion. Les perçages ont été réalisés à l'aide d'une perceuse verticale.

Les "rondelles plates" seront fixées, plus tard, aux composants respectifs, notamment le système de guide d'aubes de buse, l'extrémité arrière de la chambre de combustion et le carter. L'étape suivante consistait à mouler les pièces plates de la chambre de combustion, du système de guide d'aubes de buse et du carter au diamètre requis. À la fin du moulage de la pièce, les "rondelles plates" ont été soudées pour obtenir les tubes et les anneaux plats. Le dernier composant, l'arbre, avec l'aide

### **Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur**

d'un dessin de conception bidimensionnel, a été fabriqué avec un tour.

En général, les pièces ont été conçues et fabriquées en utilisant une procédure similaire à celle utilisée pour le diffuseur, visible à la figure 3.9.

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

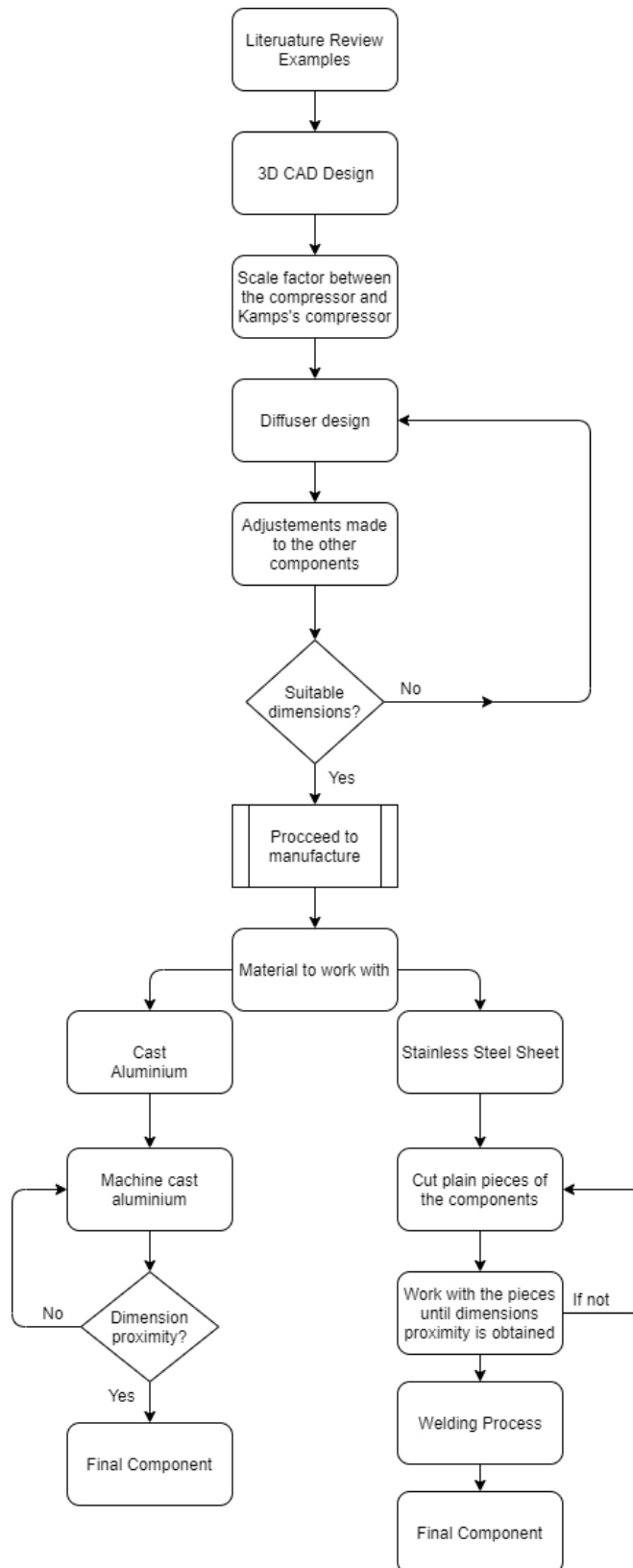


Figure 3.9 : Procédure de conception du diffuseur

## Chapitre 4

### Cas Pratique

Dans ce chapitre, les résultats du dimensionnement des composants seront présentés, ainsi que leur conception. Le processus de fabrication suivi pour obtenir les composants sera également expliqué en détail, ainsi que la manière dont ils ont été usinés.

#### 4.1 Résultats du Dimensionnement

Les dimensions finales du petit turboréacteur sont décrites avec le design de l'assemblage, dans les Annexes B et C. Le dimensionnement, comme mentionné précédemment, a été réalisé par la comparaison de données empiriques, qui ont été comparées et adoptées pour ce design. Certaines pièces n'ont pas suivi précisément le facteur d'échelle, en raison des ajustements effectués lors de la conception de tous les composants. La conception a été finalisée lorsque les pièces ont été assemblées, pour vérifier si tous les composants étaient alignés et s'adaptaient correctement.

#### 4.2 Conception du prototype de mini-turbojet

La conception des composants de cette petite turbine à gaz a été brièvement expliquée dans le chapitre précédent, Chapitre 3. Dans cette section, les techniques de conception appliquées pour obtenir la forme et les dimensions des pièces composant la turbine à gaz seront décrites. Le plan sera esquissé à l'aide du logiciel CATIA V5R18, propriété de Dassault Systèmes.

##### 4.2.1 Compresseur

La conception du compresseur a été un défi à comprendre et on a essayé de le reproduire dans le logiciel CATIA, en s'écartant le moins possible de ses dimensions physiques. Pour commencer, la base du compresseur a été dessinée comme le montre la figure 4.1. Suivie par l'opération de CAO de l'arbre, le profil des aubes du compresseur a été dessiné, d'un point de vue visuel, comme on le voit à la figure 4.2. Enfin, le solide multi-section a été appliqué pour créer les aubes solides à partir du croquis, concluant la conception globale avec un trou, à travers le compresseur, pour accueillir l'arbre. Le produit final est montré à la figure 4.3.

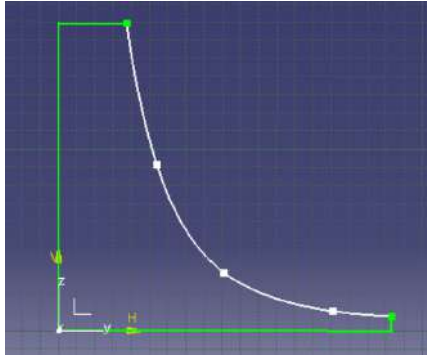


Figure 4.1 : Opération de l'arbre du compresseur CAO

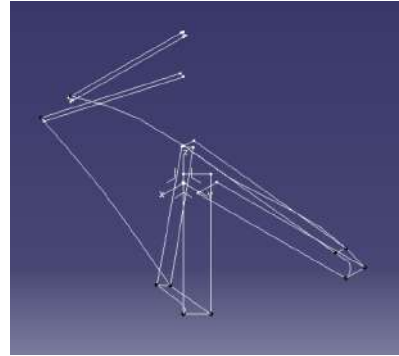


Figure 4.2 : Croquis des aubes du compresseur CAO

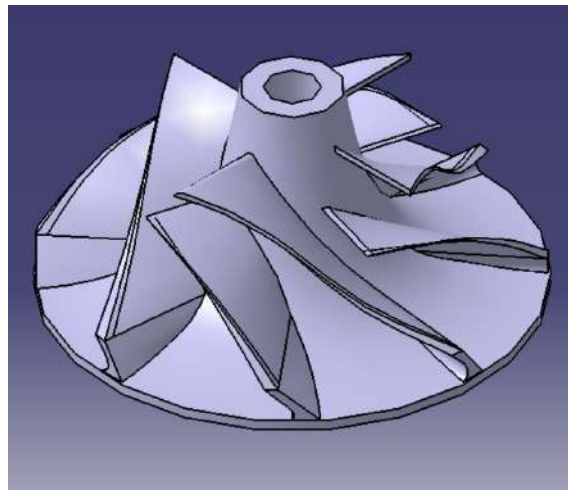


Figure 4.3 : Vue du compresseur CAO

### 4.2.2 Bride d'entrée

La conception de ce composant était simple et directe. Pour commencer, le croquis a été conçu en respectant la dimension du carter de compresseur, afin qu'il s'adapte correctement. De plus, un espace suffisant a été prévu pour l'accouplement du diffuseur et du carter extérieur. Le croquis de la bride d'entrée, figure 4.4, a été appliqué dans une opération d'arbre, le façonnant en solide comme démontré dans les figures 4.5, 4.6 et 4.7, accompagné de trous pour le fixer au diffuseur (côté avant) et au carter extérieur (vue latérale). Une vue isométrique de la pièce conçue est illustrée à la figure 4.8.

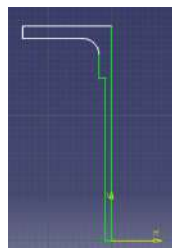


Figure 4.4 : Vue du compresseur CAO



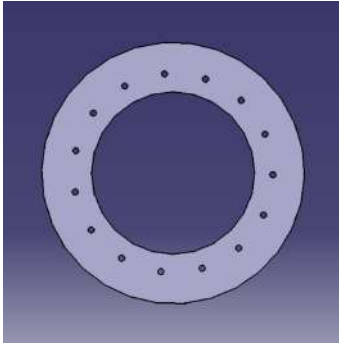


Figure 4.5 : Vue de face de l'entrée

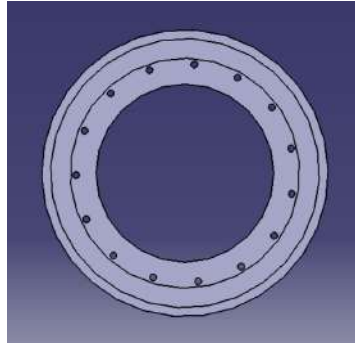


Figure 4.6 : Vue arrière de l'entrée



Figure 4.7 : Vue latérale de l'entrée

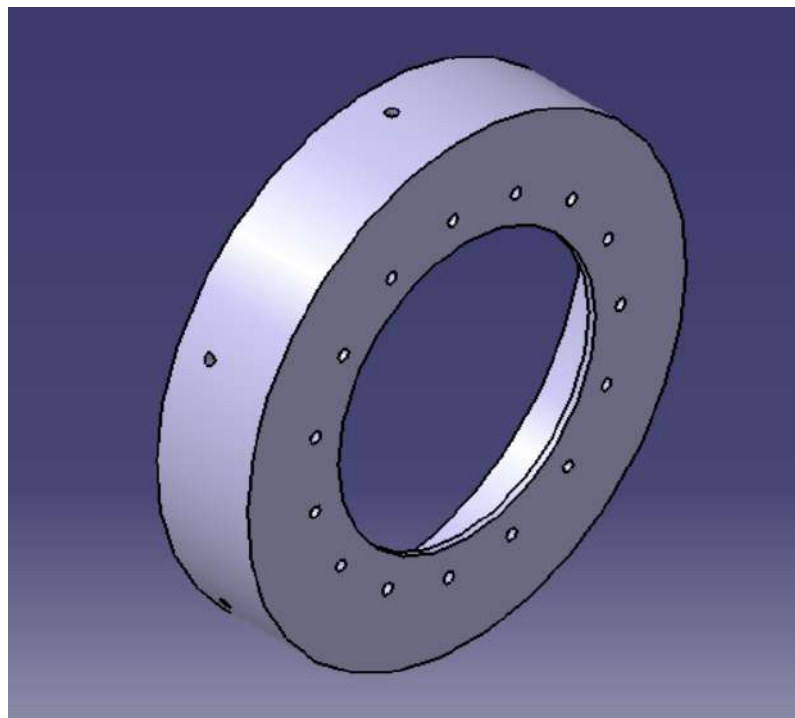


Figure 4.8 : Vue isométrique de l'entrée

### 4.2.3 Carter de compresseur

Ce design est basé sur les diamètres de l'exducteur et de l'inducteur du compresseur. Il a été conçu en appliquant le solide multi-section, en utilisant les croquis présentés dans la figure 4.9. Les circonférences intérieures ont été dessinées en tenant compte de l'écart de tolérance de 0,3 millimètres entre le rotor et les parois intérieures du carter de compresseur. Les circonférences extérieures ont été conçues, lors de l'application du solide multi-section et de la suppression de la fonction solide, pour garantir les 2 millimètres d'épaisseur recommandés [29]. La hauteur des circonférences a été dessinée en relation avec la hauteur des aubes du compresseur et la hauteur de l'exducteur. La figure 4.10 décrit le croquis des circonférences avec les mesures de hauteur. De plus, les trous ont été réalisés après la conception du produit solide, avec le diamètre correct pour la fixation au diffuseur. Le design du carter de compresseur est montré dans la figure 4.13 ainsi que la vue latérale, figure 4.11 et la vue arrière, figure 4.12.

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur



Figure 4.9 : Croquis de l'enveloppe du compresseur

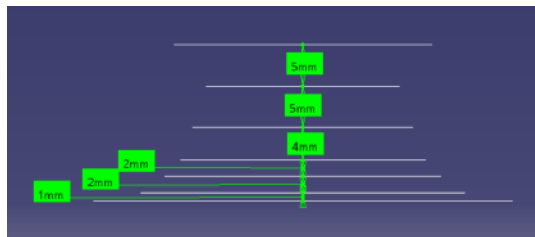


Figure 4.10 : Hauteur des plans de conception de l'enveloppe du compresseur



Figure 4.11 : Vue latérale de l'enveloppe du compresseur

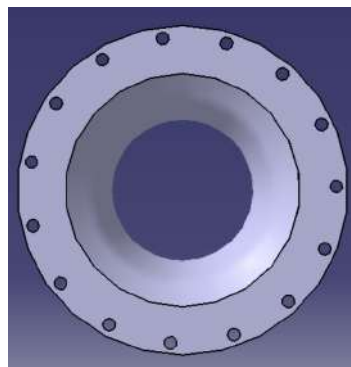


Figure 4.12 : Vue arrière de l'enveloppe du compresseur

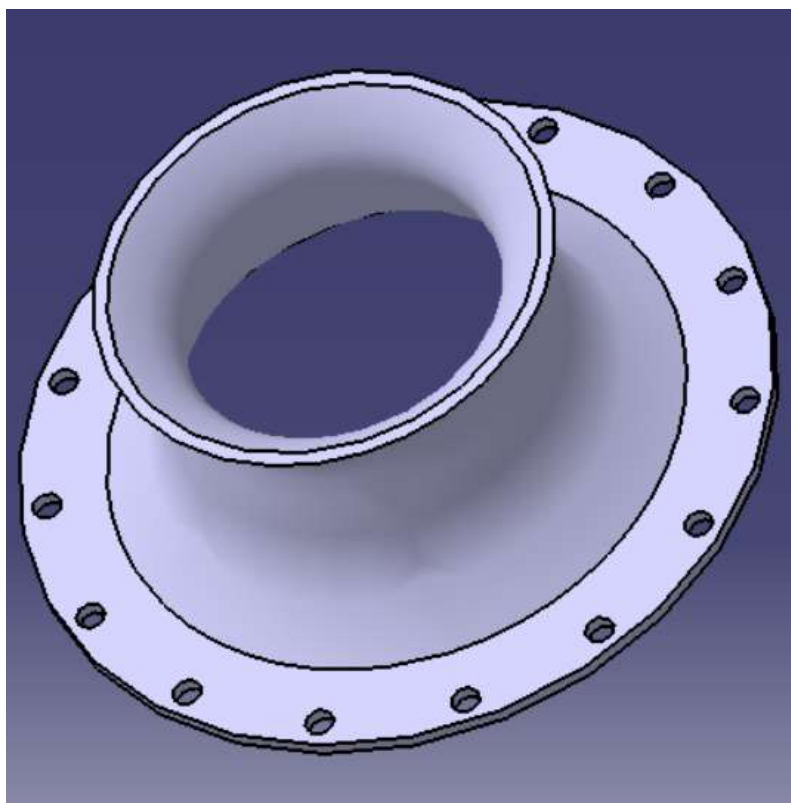


Figure 4.13 : Vue isométrique de l'enveloppe du compresseur

### 4.2.4 Diffuseur

Le point de départ pour cette pièce est un petit cylindre, où les aubes axiales et en forme de coin sont créées, en respectant les dimensions et les angles conseillés dans le livre de Thomas Kamps précédemment mentionné, au chapitre 3. La base a été conçue avec l'espace pour accueillir le compresseur, via l'opération de l'arbre, suivie par la conception des aubes en forme de coin et axiales, comme démontré dans la figure 4.15 et la figure 4.16.

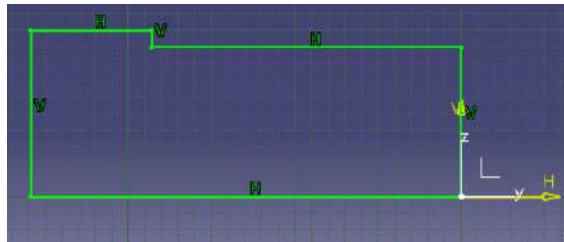


Figure 4.14 : Base du diffuseur

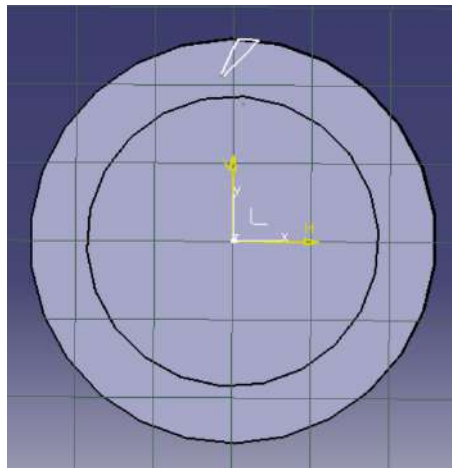


Figure 4.15 : Aube en forme de coin du diffuseur

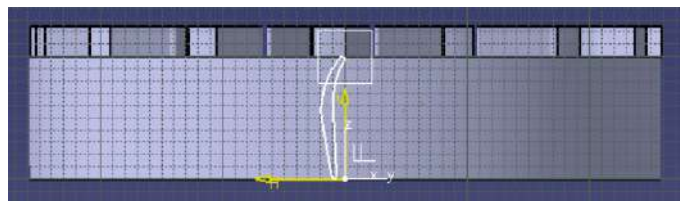


Figure 4.16 : Profil aérodynamique de l'aube axiale du diffuseur

Les aubes en forme de coin, illustrées à la figure 4.15, ont été dotées d'un espace de 1,15 fois le diamètre de la roue de compresseur [29]. Le diffuseur, figure 4.17, a été finalisé en créant les trous pour le fixer au logement d'arbre et au carter extérieur.

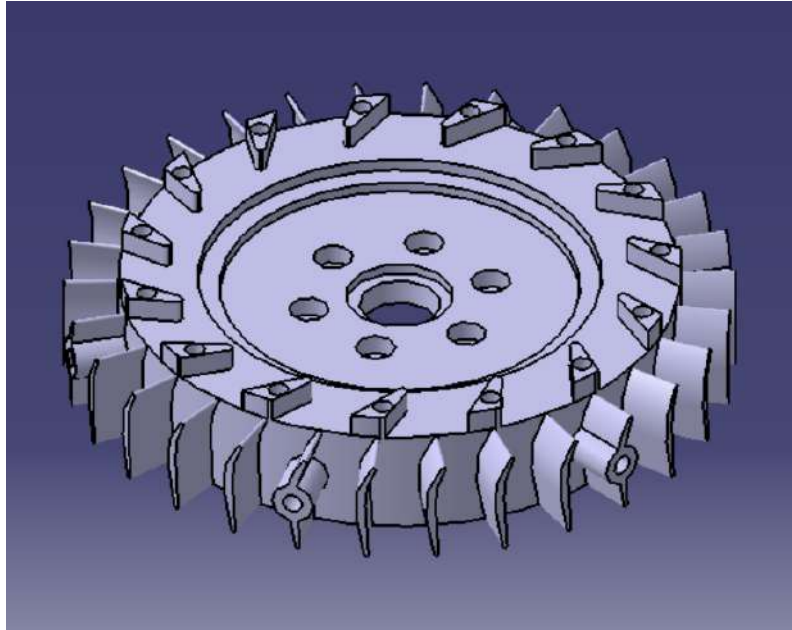


Figure 4.17 : Vue isométrique du diffuseur

#### 4.2.5 Arbre et logement d'arbre

Le logement d'arbre a été le premier à être conçu suite aux conceptions achevées des NGV, CC et diffuseur. L'objectif était uniquement de concevoir une structure rigide reliant le NGV au diffuseur, en respectant le design général des autres structures de logement, utilisées pour la construction d'un turboréacteur de petites dimensions. Tout d'abord, un design plus droit a été choisi, car il était plus pratique pour le fixer au diffuseur ou au NGV, en utilisant des vis serrées par des écrous comme éléments de fixation. Une fois le design réfléchi, le brouillon a été réalisé. Il se compose de deux anneaux épais, reliés par une tige compacte, conçue par l'utilisation de l'opération d'arbre. Cette opération a été appliquée au croquis illustré à la figure 4.18.

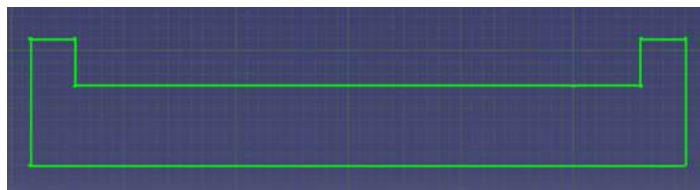


Figure 4.18 : Croquis du boîtier d'arbre

Par la suite, des trous ont été réalisés pour fixer le boîtier au diffuseur et à la NGV, ainsi que pour laisser de l'espace à l'arbre pour s'insérer avec les roulements. L'intérieur du boîtier, du côté de la turbine, a été prolongé pour offrir de l'espace pour une corde et un manchon. La deuxième partie, l'arbre, a également été créée grâce à l'utilisation de l'opération d'arbre, appliquée au croquis suivant, illustré à la figure 4.19.

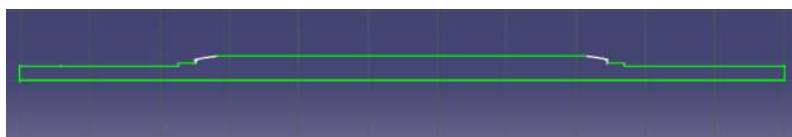


Figure 4.19 : Croquis de l'arbre

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

La longueur de l'arbre a été obtenue lorsque toutes les pièces traversées par l'arbre ont été conçues et assemblées aux positions correctes. Le mode d'assemblage a été utilisé et la longueur nécessaire pour l'arbre a été mesurée. Ensuite, la conception du composant réel a été achevée, comme montré dans l'Annexe C.

### 4.2.6 Chambre de combustion

Cette partie est simple à décrire, consistant en deux tubes avec un total de 132 trous, où 72 trous sont répartis dans la région de la zone primaire, 48 trous dans la zone intermédiaire et les 12 trous restants dans la zone de dilution. La première étape à suivre était d'obtenir le diamètre du tube de flamme extérieur et sa longueur. Pour le tube de flamme interne, la même procédure a été suivie, bien qu'à son design ait été ajouté le couvercle pour une extrémité de la chambre de combustion, ainsi que le support pour l'anneau distributeur de carburant. Le design a été complété grâce à l'utilisation de l'opération de l'arbre, basé sur leurs croquis initiaux, démontrés dans la figure 4.44 et la figure 4.43. Le support pour l'anneau distributeur de carburant a été ajouté au design, avec un diamètre approprié pour être soudé plus tard, démontré dans la figure 4.22 avec une vue d'ensemble du tube de flamme extérieur, figure 4.23.

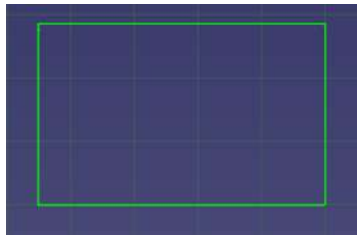


Figure 4.20 : Croquis du tube de flamme extérieur

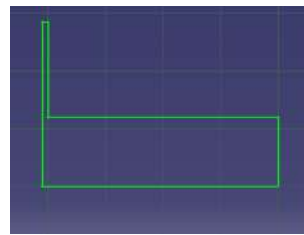


Figure 4.21 : Croquis du tube de flamme intérieur

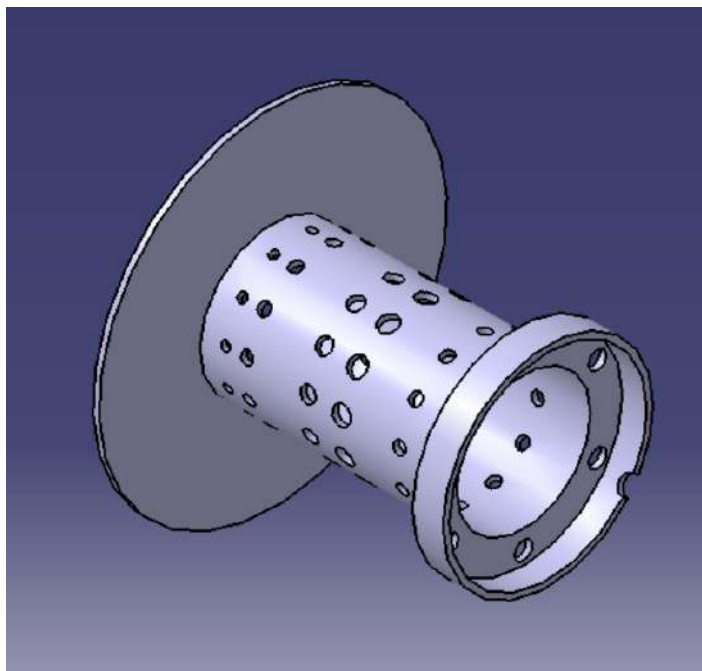


Figure 4.22 : Vue isométrique du tube de flamme intérieur

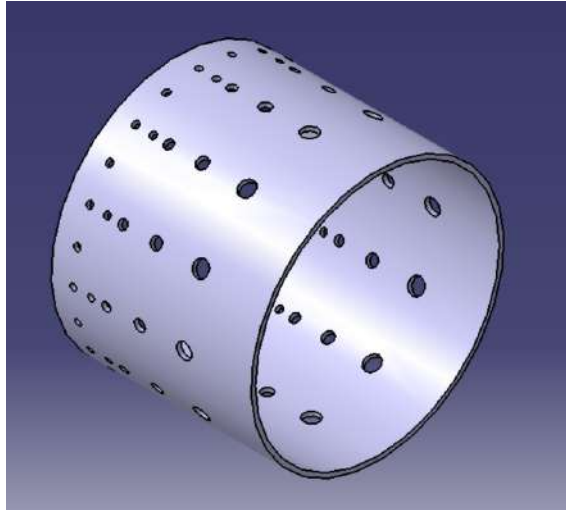


Figure 4.23 : Vue isométrique du tube de flamme extérieur

### 4.2.7 Distributeur de carburant

Ce design a commencé par le dessin d'un tube, avec un diamètre de 3 millimètres. Ayant le tube, 6 aiguilles ont été créées, en utilisant la fonction de pad et de poche du logiciel CAO, pour la distribution de carburant aux tubes de vaporisation. Les aiguilles sont une représentation similaire des vraies, utilisées par la suite pour la construction du petit turboréacteur. Une image de la bague de carburant est présentée dans la figure 4.24.

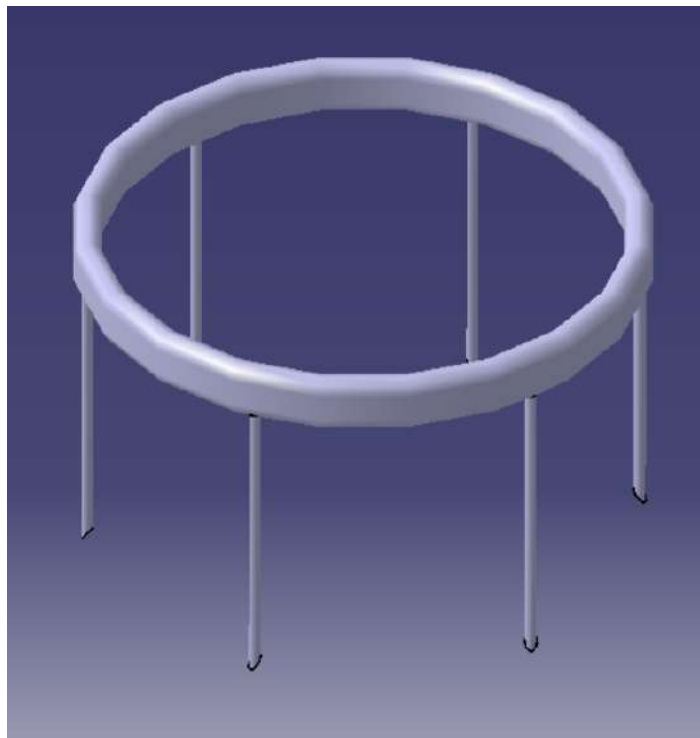


Figure 4.24 : Bague de carburant

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

### 4.2.8 Système de guide d'aubes de buse

Cette partie a été conçue selon le système NGV observé dans une vidéo en ligne [38]. Ce design a été réalisé comme une seule pièce plutôt qu'en différentes parties avec un assemblage. Tout d'abord, la base a été créée, où une extrémité du logement d'arbre sera fixée. La partie qui entoure la base, ainsi que les aubes de guidage, a été créée grâce à l'utilisation de la fonction multi-section et de suppression de solide, dans le croquis présenté à la figure 4.25.

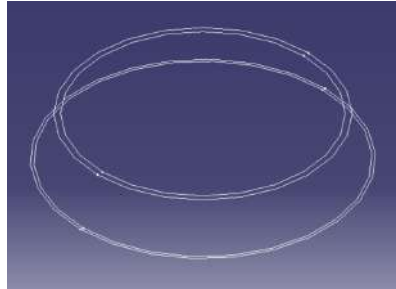


Figure 4.25 : Système NGV

La conception des aubes de turbine était similaire au processus de conception des aubes de compresseur et de turbine. La seule modification concernait le positionnement prévu choisi pour dessiner le croquis. Il y a deux croquis, dont l'un est connecté à la base de la turbine, tandis que le second est connecté à une rondelle. La rondelle est la pièce finale conçue, positionnée pour être alignée avec la partie supérieure environnante du système NGV. Une fois le design solide réalisé, les trous ont été faits pour permettre aux boulons de se fixer au logement d'arbre, ainsi qu'à l'entretoise du côté turbine. La pièce finale est démontrée dans la figure 4.26 et la figure 4.27.

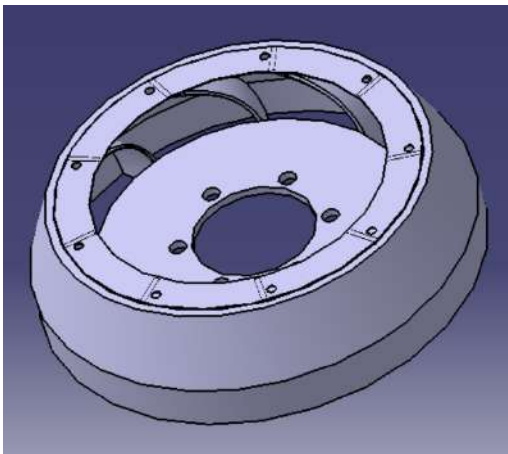


Figure 4.26 : Vue du système des aubes de guidage de la tuyère

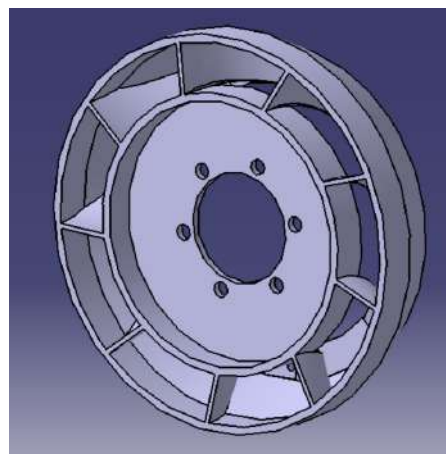


Figure 4.27 : Vue du système des aubes de guidage de la tuyère

### 4.2.9 Turbine

La procédure pour tenter de reproduire la turbine du turbo RHB31 VZ21 était similaire à la conception du compresseur. Tout d'abord, une base pour les aubes de turbine a été conçue, en respectant le diamètre de l'inducteur, comme le montre la figure 4.28. La deuxième étape consistait à concevoir l'esquisse des aubes d'un point de vue visuel. La conception des aubes a été divisée en deux esquisses, en tenant compte de deux hauteurs différentes, la hauteur de l'aube de l'inducteur et la hauteur de l'aube de l'exducteur, comme le démontre la figure 4.29.



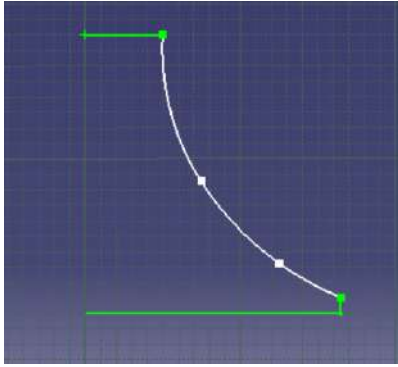


Figure 4.28 : Croquis de l'opération de l'arbre de turbine

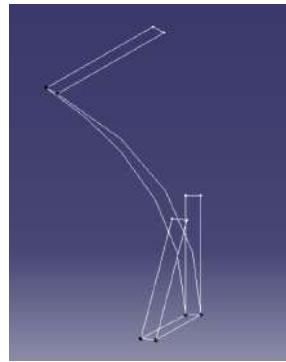


Figure 4.29 : Croquis de l'aube de turbine

La conception a été conclue en utilisant l'arbre et la fonction solide multi-section, dans l'ordre respectif. Le produit final est illustré dans la figure 4.30.

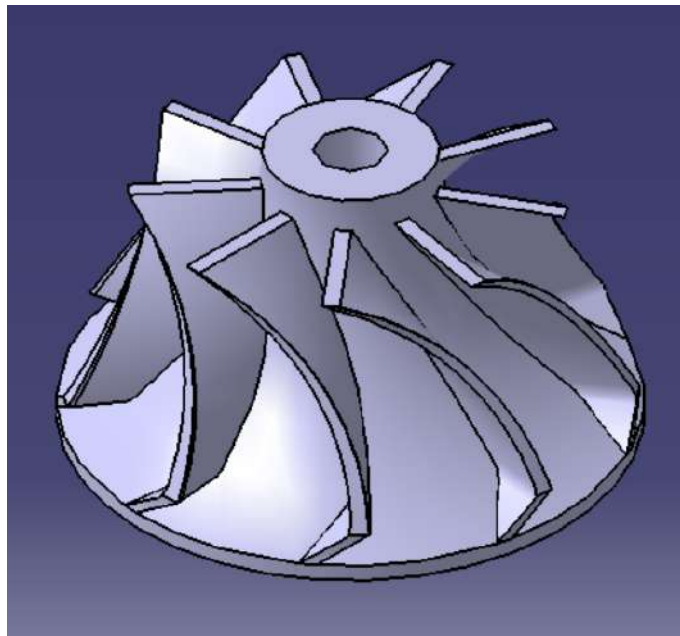


Figure 4.30 : Vue isométrique de la turbine

### 4.2.10 Buse d'échappement, carter extérieur, et roulements

La turbine a été mesurée à partir du diamètre de l'exducteur et de l'inducteur, ainsi que de la hauteur de l'aube, afin de concevoir une buse d'échappement basée sur les diamètres et la hauteur référencés, en commençant par les croquis des circonférences. Cela a été suivi par l'utilisation de la fonction de suppression et de multi-solide, appliquée aux croquis représentés dans la figure 4.31. De plus, une pièce ronde a été ajoutée à la base de la buse d'échappement pour servir de connecteur, permettant aux boulons de passer et de fixer ensemble le système NGV, la buse d'échappement et le carter extérieur. Le produit final est illustré dans la figure 4.32.



## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

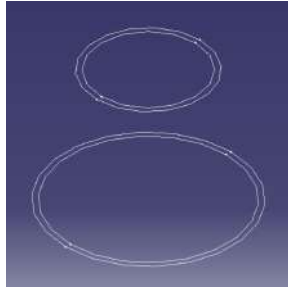


Figure 4.31 : Croquis de la tuyère d'échappement

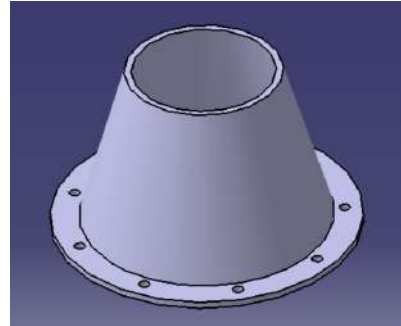


Figure 4.32 : Vue isométrique de la tuyère d'échappement

Le carter extérieur était le composant le plus facile à concevoir puisqu'il suit la même procédure de conception que la chambre de combustion. Il est démontré dans la figure 4.33.

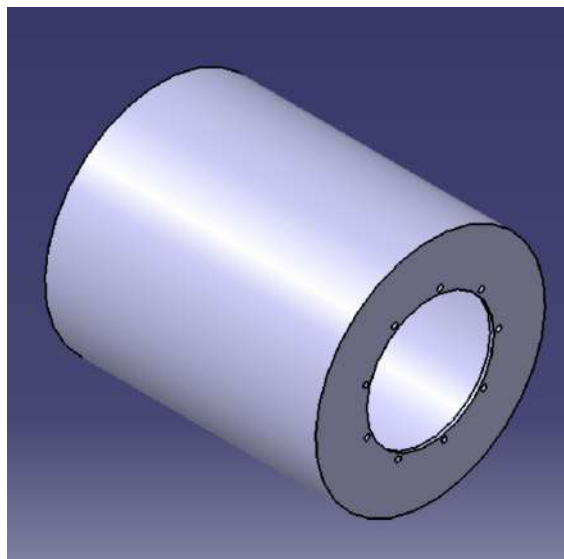


Figure 4.33 : Vue isométrique du carter extérieur

Le composant final, les roulements, a été conçu conformément aux dimensions données par le site de la société SKF en ce qui concerne le modèle 618/5 [39]. La première étape a été la conception des bagues entourant les sphères, en utilisant le croquis décrit à la figure 4.34 pour une opération sur arbre. L'étape suivante et finale a été la conception des sphères. Il s'agissait également d'une conception pour une opération sur arbre appliquée au croquis de la figure 4.35, suivie d'un motif circulaire qui multiplie les sphères par neuf, correctement positionnées. La reproduction du roulement 618/5 est affichée à la figure 4.36.

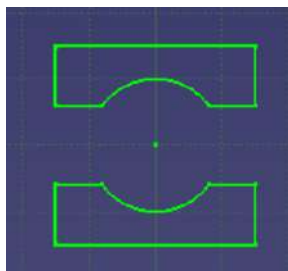


Figure 4.34 : Croquis du carter de palier

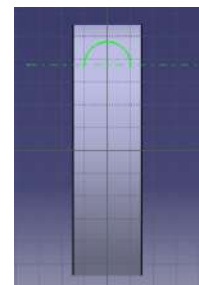


Figure 4.35 : Croquis des sphères de palier

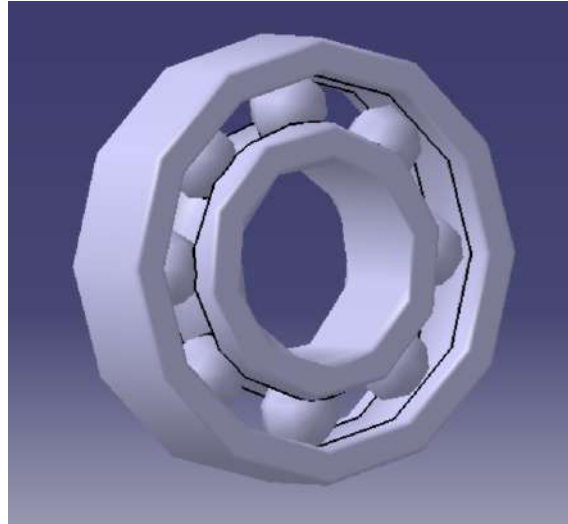


Figure 4.36 : Exemple de palier 618/5

### 4.3 Fabrication des composants

À ce stade, avec la conception conceptuelle des différents composants accomplie, le processus de fabrication a été lancé. Ce processus implique une série de machines et d'étapes différentes pour produire les pièces souhaitées. Le matériau brut adopté, pour la majorité des composants, était l'acier inoxydable, sous forme de tôle, en raison des propriétés physiques de ce type d'acier, telles que la résistance à la corrosion, aux températures extrêmes et sa haute résistance [41]. De plus, l'utilisation de ce matériau était souvent trouvée dans la littérature consultée, comme matériau pour certains composants de turboréacteurs à petite échelle. Un autre matériau brut choisi était l'aluminium coulé, caractérisé par sa légèreté, son rapport résistance/poids élevé, sa résistance à la corrosion, sa robustesse, et ses conceptions faciles à fabriquer et à assembler [42].

La phase de production a commencé par le coulage de l'aluminium à partir des restes d'un bloc moteur disponible pour utilisation. La première étape consistait à découper suffisamment d'aluminium pour le processus de coulée. Des morceaux de ferraille en acier ont été découpés et soudés pour fabriquer un creuset destiné à faire fondre l'aluminium, ainsi que pour fabriquer des moules et les remplir après le forgeage de l'aluminium. Pour le forgeage, le four a été chauffé comme illustré à la figure 4.37, avec une torche placée dans le trou inférieur. Afin d'obtenir la plus faible quantité possible d'impuretés, pendant que l'aluminium fondait, on a appliqué du carbonate de sodium, une substance chimique qui, lorsqu'elle est mélangée à l'aluminium à l'état liquide, pousse la plupart des impuretés du matériau vers le haut du creuset de coulée. Cependant, cette méthode de purification n'est pas complètement efficace. Par la suite, l'aluminium coulé a été versé dans les moules en acier, préalablement obtenus. Les moules étaient relativement simples à produire, consistant en un acier tubulaire épais et large avec une base en dessous. Les moules ont été choisis avec de grands diamètres pour laisser une marge pour le processus d'usinage. Lorsque l'aluminium a refroidi, il a été extrait en découpant les moules avec une meule. L'aluminium coulé est démontré ci-dessous, à la figure 4.38.

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur



Figure 4.37 : Four



Figure 4.38 : Aluminium coulé

Le processus de fabrication est organisé en différentes sections, chacune étant catégorisée par la procédure d'usinage utilisée pour fabriquer les composants, expliquant ainsi comment et quelles pièces ont été fabriquées grâce à l'utilisation du processus correspondant.

### 4.3.1 Processus de formage

L'acier inoxydable a été acquis dans un atelier de métallurgie, sous forme de feuille d'un millimètre. La première tentative de travail avec la feuille d'acier inoxydable a été réalisée avec une épaisseur de 0,5 mm, comme cela était recommandé [29]. Néanmoins, l'épaisseur de la feuille était insuffisante pour appliquer les méthodes de fabrication nécessaires, d'où le choix de la feuille d'un millimètre.

Tout d'abord, les pièces ont été conçues, dans leur forme plane, selon les dimensions, en utilisant CATIA V5. Le brouillon ou plan a été réalisé grâce à une option de sauvegarde qui a la spécification de format de fichier, .dxf. Le format de fichier .dxf est nécessaire pour que le logiciel du découpeur à jet d'eau puisse lire les découpes à réaliser dans la feuille d'acier inoxydable. Un échantillon de pièces est montré ci-dessous, à la figure 4.39.



Figure 4.39 : Échantillons des pièces découpées au jet d'eau

L'étape suivante consistait à percer les trous pour la chambre de combustion, suivie par le couvercle des deux pièces de forme rectangulaire, à l'extrémité gauche de la figure 4.39, en appliquant un ruban adhésif en papier.

sur le dessus des deux pièces. Des lignes et des points ont été tracés sur le ruban adhésif en papier, à l'aide d'une règle et d'une équerre. Une fois le pointage des positions des trous de perçage terminé, les trous ont été percés avec une perceuse verticale, en utilisant des forets des diamètres suivants, en millimètres : 0,75, 1, 1,5, 2, 2,5, 3, 3,5. Lors de la première tentative, avec la feuille de 0,5 millimètre, il a été possible de percer les trous, mais les forets étaient trop fragiles en raison de leur faible épaisseur. Par conséquent, tout au long du perçage, les forets les moins épais se sont cassés, malgré l'approche appropriée lors du perçage, comme l'utilisation d'un poinçon pour marquer les trous dans la feuille, afin que le foret ait un perçage plus stable et précis. Lorsque le foret montrait une certaine résistance à percer les trous, de l'huile était appliquée pour faciliter le perçage. Même avec précaution lors du perçage, en raison de l'augmentation de l'épaisseur, à un millimètre, le diamètre des trous a été modifié pour 2, 2,5, 3 et 3,5 millimètres. Les figures 4.40 et 4.41 démontrent la méthode utilisée pour percer les deux petites feuilles et les perçages exécutés.

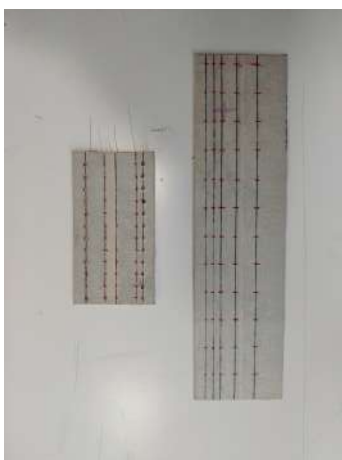


Figure 4.40 : Trous pointés dans les tubes de flamme simples

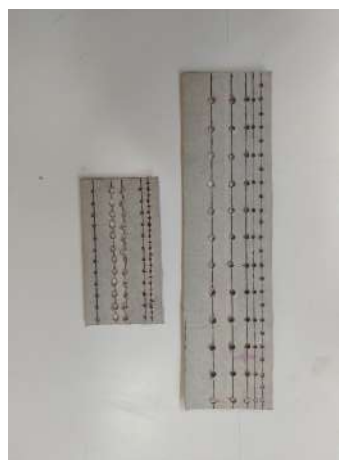


Figure 4.41 : Tubes de flamme simples percés

Les pièces en acier inoxydable ont été moulées à l'aide d'un bloc de frappe en bois, plus large que les pièces travaillées. C'est une exigence pour que la formation de la pièce soit uniforme, sans les plier. Les pièces doivent être moulées autour d'un tube, suffisamment résistant pour ne pas se plier sous les coups. Le diamètre du tube doit être légèrement inférieur au diamètre souhaité, bien que cette technique ne soit pas complètement précise, ce qui a entraîné une différence entre le diamètre des pièces et les mesures des composants conçus. Avant l'utilisation d'un bloc de frappe, un rouleau était utilisé pour former les pièces mais, malheureusement, il n'a pas été possible de rendre les pièces rondes, en raison de l'épaisseur de la tôle, qui ne passait pas entre les rouleaux. Ci-dessous, les pièces façonnées à la main sont démontrées.



Figure 4.42 : Buse d'échappement



Figure 4.43 : Flamme intérieure

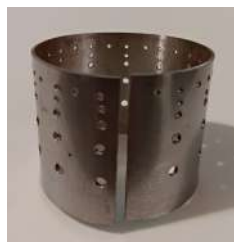


Figure 4.44 : Flamme extérieure



Figure 4.45 : Carter extérieur

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

### 4.3.2 Processus de fraisage

#### Turbine

L'étape suivante consistait à démonter le noyau du turbocompresseur utilisé pour cette thèse, en détachant le compresseur et la turbine de l'arbre. Le compresseur a été facilement retiré car il était seulement serré par un écrou. De l'autre côté de l'arbre, la turbine était soudée par friction à l'arbre, qui a été retirée avec l'écrou supérieur de la turbine, à l'aide d'une meule. Ensuite, le centre de la turbine a été percé, réalisé sur une fraiseuse pour obtenir un perçage bien exécuté, afin d'adapter l'arbre conçu. Étant donné que le matériau de la turbine est durci, un foret a été utilisé pour percer la turbine d'un bout à l'autre, illustré à la figure 4.46. Cependant, en raison des moyens inefficaces choisis pour percer la turbine, le perçage n'était pas centré avec la turbine, rendant l'utilisation future de cette turbine impossible, car l'utilisation de cette turbine à haute vitesse transformerait le petit écart en un énorme, entraînant un grave accident, compromettant les vies autour de la turbine. La méthode de perçage optimale serait de préserver l'arbre, attaché à la turbine, et de le fixer correctement sur un tour, assurant ainsi que le perçage sera centré.



Figure 4.46 : Turbine percée

#### Système de guide d'aubes de buse

Le système de guide d'aubes de buse était basé sur la procédure d'une personne expérimentée dans la fabrication de petits modèles de turboréacteurs, trouvée en ligne à [38]. Les pièces entourant la NGV ont été découpées et soudées. Cependant, pour compléter ce système, des aubes ont été découpées d'une autre turbine, dans laquelle une meule a été utilisée pour séparer individuellement les aubes du rotor. Plus tard, une partie de la largeur des aubes a été retirée pour s'adapter entre les pièces environnantes et la base de la turbine. Les aubes prises de l'autre turbine sont montrées à la figure 4.47.



Figure 4.47 : Aubes du système de guide d'aubes de buse

La dernière étape pour fabriquer ce composant était de souder les aubes entre les deux pièces métalliques, comme démontré à la figure 4.48 et la figure 4.49. Malheureusement, il n'a pas été possible de fixer les aubes dans ce composant en raison de la technique de soudage qui a dégagé trop de chaleur compte tenu de la taille et de l'épaisseur du composant.



Figure 4.48 : Base de la turbine



Figure 4.49 : Partie environnante et supérieure du système de guide d'aubes de buse

La rondelle de la figure 4.48 est la base de la turbine qui, avec le rectangle à côté, forme la partie intérieure du système de guide d'aubes de buse, où un segment des aubes serait soudé. La figure 4.49 illustre les trois parties externes du système : une partie inférieure qui entoure les aubes, une pièce conique qui est placée au-dessus de la pièce inférieure, et enfin, la rondelle soudée sur la base supérieure de la pièce conique.

### 4.3.3 Processus de tournage

#### Aluminium

Les composants en aluminium ont été travaillés différemment du reste des composants. Ce matériau a été usiné à l'aide d'un tour. Les plans des composants en aluminium ont été imprimés, et ce n'est qu'ensuite que le matériau coulé a été usiné. Les blocs ont été placés dans le tour, où ils ont été fixés dans le réglage approprié. Par la suite, l'aluminium coulé a été usiné, en retirant le matériau nécessaire pour obtenir le design avec la forme et les dimensions correctes. Cependant, il est extrêmement difficile de travailler les pièces et d'obtenir une copie physique exacte du design, car il n'est pas possible de savoir si le tour enlève la bonne quantité de matériau, même avec la plus grande prudence lors de son utilisation. Les composants travaillés avec le tour étaient le logement d'arbre et la bride d'entrée, indiqués respectivement dans la figure 4.50 et la figure 4.51. Le carter de compresseur et le diffuseur auraient été fabriqués dans le centre d'usinage vertical, au FABLAB de l'UBI. Malheureusement, il n'a pas été possible de produire ces deux pièces en raison de leurs dimensions à petite échelle, nécessitant une machinerie extrêmement précise.



Figure 4.50 : logement d'arbre

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur



Figure 4.51 : Bride d'entrée

Acier inoxydable

Une autre pièce travaillée avec le tour était l'arbre. Ce composant est constitué d'un cylindre solide en acier inoxydable, qui a été usiné en respectant les dimensions obtenues pour la fabrication de l'arbre. Cependant, le matériau recommandé est une vis en acier avec une classe de résistance à la traction de 12.9 ou 10.6, car ce composant doit supporter une tension immense lorsque la turbine et le compresseur fonctionnent [29]. La figure 4.52 représente l'arbre obtenu après le processus de fabrication expliqué.



Figure 4.52 : Arbre

### 4.3.4 Processus de brasage

Le support d'anneau a été percé six fois, avec l'aide d'un transfert et d'une pointe, la position des trous a été marquée. Par la suite, le perçage a été réalisé avec un foret de trois millimètres, afin que les tubes de vaporisation puissent s'insérer dans les trous. Ces tubes ont été découpés dans de l'acier inoxydable avec un diamètre de trois millimètres. Les petits tubes ont été brasés au support de bague de carburant, pour le placement ultérieur du distributeur d'anneau de carburant, comme le montre la figure 4.53. Le distributeur est fabriqué à partir du même tube que les tubes de vaporisation, qui a dû être façonné en un petit cercle pour s'adapter au support d'anneau. Un fil d'acier a été passé sur toute la longueur du tube pour ne pas le plier, compromettant ainsi une distribution équivalente du carburant. Les méthodes utilisées pour façonner le tube ont été appliquées avec une extrême prudence pour ne pas le plier. Malgré la prudence prise lors du travail avec le tube, il n'a pas pu être moulé aux dimensions adéquates, comme le montre la figure 4.54.





Figure 4.53 : Support de bague de carburant



Figure 4.54 : Bague de carburant

### 4.3.5 Processus de soudage

Les deux extrémités des pièces moulées ont été soudées, où au cours de ce processus, seules certaines ont été mises dans leur forme définitive. Le type de soudage utilisé était le soudage à l'arc au tungstène sous gaz ou TIG. Le processus de soudage a été l'une des raisons de choisir une feuille d'acier inoxydable plus épaisse. Il y avait la possibilité que la chaleur, fournie par le soudage, fasse fondre une partie des pièces, devenant plus probable avec une feuille plus mince. Cependant, même avec une épaisseur accrue, il n'a été possible de souder que les composants montrés dans les figures ci-dessous. Les composants restants n'ont pas pu être soudés car les deux extrémités des pièces devaient être assemblées sans la moindre fuite d'air. Des papiers de verre ont été utilisés sur les extrémités des pièces, usant les parties inégales, pour éviter une fuite d'air lors de l'assemblage des opposés. Néanmoins, il n'a pas été possible de souder toutes les pièces, comme cela est démontré.

Pièces soudées :





Figure 4.55 : Buse d'échappement



Figure 4.56 : Carter extérieur



Figure 4.57 : Vue de face du tube de flamme interne



Figure 4.58 : Vue arrière du tube de flamme interne



Figure 4.59 : Tube de flamme extérieur



Figure 4.60 : Pièces externes de l'aube de guidage de buse



Figure 4.61 : Partie interne du système de guide d'aubes de buse

## Chapitre 5

### Conclusion

Cette thèse avait pour principal objectif de construire un petit turboréacteur, dans lequel une étude des composants du turboréacteur et de son cycle de fonctionnement a été réalisée dans un premier temps. L'étude du moteur à réaction était déjà un défi en raison de l'abondance d'informations disponibles, ce qui rend difficile le choix des concepts les plus importants à connaître avant de développer un turboréacteur.

Cette dissertation a donné à l'auteur l'opportunité d'apprendre une partie de la science derrière ce moteur, ainsi que les connaissances pratiques sur la façon de construire un turboréacteur, ce qui n'est pas quelque chose que l'on apprend tous les jours, et certainement pas possible à apprendre en classe. Cette dissertation a atteint l'un des deux objectifs proposés. La conception a été conclue, avec une explication donnée pour qu'un travail futur puisse être réalisé, basé sur les étapes suivies. Malheureusement, la construction de ce moteur n'a pas été accomplie par manque de moyens pour procéder à une fabrication adéquate.

#### 5.1 Inconvénients

La conception de ce projet était principalement basée sur le livre de Thomas Kamps [29] et l'auteur lui est reconnaissant pour son existence. Les informations sur la façon de construire un turboréacteur, en particulier avec un ensemble compresseur/turbine radial, étaient introuvables, sauf dans les livres de Kurt Shreckling et celui mentionné précédemment. Cependant, leurs moteurs n'impliquaient pas une turbine radiale, mais une axiale. Ces deux livres détaillent le processus de fabrication d'un turboréacteur, avec toutes les procédures explicitement décrites. Étant donné que ce moteur est basé sur des données empiriques, les dimensions ne sont pas définitives et on ne peut pas assurer que le moteur a les dimensions appropriées pour le compresseur donné. Ce n'est qu'avec l'expérience dans la modélisation des moteurs à réaction et leurs tests que l'on pourrait s'assurer que les dimensions des composants permettent au moteur de fonctionner sans problèmes.

Tout au long de la phase expérimentale, de nombreux obstacles ont été rencontrés dans la tentative de construire ce turboréacteur. Le premier était l'augmentation de l'épaisseur de la feuille d'acier inoxydable. Cela a eu un impact significatif sur la fabrication des pièces, car cela rendait plus difficile le façonnage manuel des pièces, rendant impossible leur ajustement aux dimensions appropriées des composants conçus. En conséquence de l'épaisseur de la feuille, un rouleau ne pouvait pas être utilisé. Cela aurait été extrêmement utile en raison d'un processus de roulage des pièces plus précis, ainsi que pour faciliter le soudage, car l'utilisation d'un rouleau aurait permis d'obtenir des pièces cohérentes et alignées.

En ce qui concerne le processus de soudage, l'obstacle le plus critique n'a pas pu être exécuté de manière adéquate, car la technique, précédemment mentionnée au chapitre 4.3, n'a pas permis de positionner les pièces comme souhaité, empêchant ainsi d'atteindre l'objectif principal de cette thèse. Malgré la technique, la taille des pièces nécessitait une précision de fabrication extraordinaire, ce qui était vraiment difficile à respecter pour un débutant dans les tâches expérimentales.

## 5.2 Travaux futurs et recommandations

Des travaux supplémentaires basés sur cette dissertation peuvent être développés en raison de la large gamme de thèmes que le turboréacteur implique. Étant donné que la fabrication de ce moteur n'a pas été conclue, le premier travail possible pourrait être la finalisation de ce projet et, si possible, un fichier stéréolithographique du compresseur devrait être généré pour un design précis du carter de compresseur, respectant la courbure du compresseur, ce qui est un facteur important pour une induction efficace de l'air, donc, la compression et le fonctionnement du moteur.

Pour les tests du moteur, l'auteur recommande une calibration de l'arbre, si possible. De plus, une turbine axiale devrait être développée pour ce type de moteur. Cela faciliterait le processus de fabrication, comme la production du système d'aubes de guidage de buse.

Les travaux futurs suivant cette dissertation pourraient être :

- Terminer le développement de ce moteur avec les techniques appropriées.
- Étude et fabrication d'une turbine axiale pour correspondre au compresseur.
- Réaliser une étude de dynamique des fluides numérique de l'écoulement d'air du moteur à réaction et vérifier les améliorations à apporter aux composants conçus.
- Développer un banc d'essai.

## Bibliographie

[1] Turkey Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Ce- mal. Recherche sur les applications des UAVS militaires équipés de mini-turbojet et de turboréacteur. In : La 21e édition de la Conférence Internationale AFASES ; mai 2019 ; Basov, Roumanie. v, vii, 1

[2] "Histoire du vol" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html> (consulté en 2019-03). 1

[3] "Vitesse du son" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (consulté en 2019-03). 1

[4] "Héron d'Alexandrie a inventé la machine à vapeur" [En ligne]. Disponible à : <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (consulté en 2019-03).

[5] "Éolipyle" [En ligne]. Disponible sur : <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (consulté en 2019-03). xi, 3[6] Hünecke Klaus, *Moteurs à réaction : Principes fondamentaux de la théorie, de la conception et du fonctionnement*, 6e édition, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29 [7] "Lois du mouvement de Newton" [En ligne]. Disponible sur : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (consulté en 2019-03). 3 [8] Rolls Royce plc, *Le moteur à réaction*, 5e édition, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27[9] "Kurt Shreckling" [En ligne]. Disponible sur : [https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt\\_Schreckling](https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling) (consulté en 2019-03). 4[10] Shreckling Kurt, *Turbines à gaz pour modèles réduits d'avions*, 5e édition, Traplet Publications, 2003. 4, 30[11] El-Sayed Ahmed F., *Principes fondamentaux de la propulsion des avions et des fusées*, Springer, pp 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18[12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, Une méthodologie de conception probabiliste pour une analyse de performance globale d'un moteur à turbomoteur, *Avancées en ingénierie mécanique*, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, mai 2014. xi, 6[13] C. Weston Kenneth, *Conversion d'énergie*, Édition électronique, 2000. 8[14] Çengel Y unus A., Boles, Michael A., *Thermodynamique, une approche d'ingénierie*, 8e édition, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11[15] "Cycle de Brayton idéal" [En ligne]. Disponible sur : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (consulté en 2019-03). 10

[16] "Cycle de Brayton" [En ligne]. Disponible sur : <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l.

(consulté en 2019-03). xi, 11, 12[17] C. Oates Gordon, *Aérodynamique des turbines à gaz et de la propulsion par fusée*, 3ème Édition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23 [18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Conception et construction d'un simple turboréacteur* [Thèse de MSc], Université d'Uppsala, 2016.[19] "Performance d'entrée". Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (consulté en 2019-04). 13[20] "Thermodynamique du compresseur" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (consulté en 2019-04). 13[21] "Thermodynamique du brûleur" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (consulté en 2019-04). 13, 14

[22] "Débit massique de carburant" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (consulté en 2019-04). 14

[23] "Thermodynamique de la turbine" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (consulté en 2019-04). 14

[24] "Performance de la tuyère" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (consulté en 2019-04). 15

[25] "Nombre de Mach" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (consulté en 2019-04). 18 [26] "Entrées" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (consulté en 2019-04). xi, 19 [27] Boyce Meherwan P., *Manuel d'ingénierie des turbines à gaz*, 2ème Édition, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29[28] "Compresseur axial" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (consulté en 2019-04). 21[29] Kamps Thomas, *Moteurs à réaction modèles*, 3ème Édition, Traplet Publications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

[30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, éditeurs, Évolution de la microstructure dans les processus de formage des métaux, Woodhead Publishing, pp.384-394 2012. Disponible sur : Sciencedirect. 27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, éditeurs, Manuel standard de l'ingénierie du pétrole et du gaz naturel, 3ème Édition, 2016. 29[32] "Histoire du turbocompresseur entraîné par les gaz d'échappement" [En ligne]. Disponible à : <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (consulté en 2019-05). xi, 31, 32[33] Tsei Lauren, Conception et performance d'un moteur à turbine à gaz à partir d'un turbocompresseur automobile [BEng], Massachusetts Institute of Technology, Mai-2004. 32, 33[34] "Turbo Tech 103| Expert : Cartographie du compresseur" [En ligne]. Disponible à : [https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM\\_Turbo-Tech-103\\_Expert-1.pdf](https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf). (consulté en 2019-05). xi, 33[35] "Turbo Tech 103| Expert : Cartographie du compresseur" [En ligne]. Disponible à : <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>. (consulté en 2019-05). xi, 32[36] "Spécifications techniques du turbocompresseur" [En ligne]. Disponible à : <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>. (consulté en 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, Conception et fabrication d'un moteur turboréacteur miniature [BSc], Worcester Polytechnics Institute, 2018-03. 35[38] "De la construction du moteur Turbo Jet au vol - juste un pas"[En ligne]. Disponible à : <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (consulté en 2019-06). 39, 51, 57[39] "Roulements à billes à gorge profonde SKF 618/5" [En ligne]. Disponible à : <https://www.skf.com/fr/produits/roulements-a-billes-a-gorge-profonde/skf-618-5>. (consulté en 2019-10). 39, 53[40] Roulements pour machines industrielles, NSK Motion & Control, 2016 39[41] "Aciers inoxydables - Spécifications, grades et propriétés" [En ligne]. Disponible à : <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>. (consulté en 2020-01). 54[42] "Aluminium et alliages d'aluminium - Avantages caractéristiques et propriétés bénéfiques des extrusions d'aluminium" [En ligne]. Disponible à : <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192>. (consulté en 2020-01). 54





## Annexes

### Annexe A - Liste des pièces

Tableau 1 : Liste des pièces

Part No.	Description	No. Off	Material/Type	Blank Dimensions/Notes
1	Compressor Shroud	0	Aluminium	
2	Compressor Wheel	1	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
3	Diffuser	0	Aluminium	
4	Spacer Disk	2	Stainless Steel/Aluminium	
5	Bearing	2	618/5	Deep groove ball bearings
6	Engine shaft	1	Stainless Steel	Turned
7	Shaft Tunnel	1	Aluminium	Turned
8	Combustion Camber	1	Stainless Steel	TIG Welding
8.1	Outer section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.2	Inner section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.3	Front Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.4	Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.5	Fuel Ring Support	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.6	Vaporization Tubes	6	Stainless Steel	ø3 mm tube
9	Injector Ring	1	Stainless Steel	Soldered
9.1	Injector Ring	1	Stainless Steel	ø3 mm tube
9.2	Injector Needle	6	Syring needle	ø0,8 mm
10	Turbine NGV	1	Stainless Steel, Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.1	Turbine's base	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.2	Blades	9	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.3	Blade jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.4	Turbine jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
11	Turbine	1	Cast Alumium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
12	Exhaust Nozzle	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
12.1	Washer	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13	Casing	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13.1	Casing Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
14	Inlet Flange	1	Aluminium	Turned
16	Pre-Load Spring	1	Steel	
17	Sleeve	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick, welded

## Annexe B - Dessins 2D des composants du turboréacteur

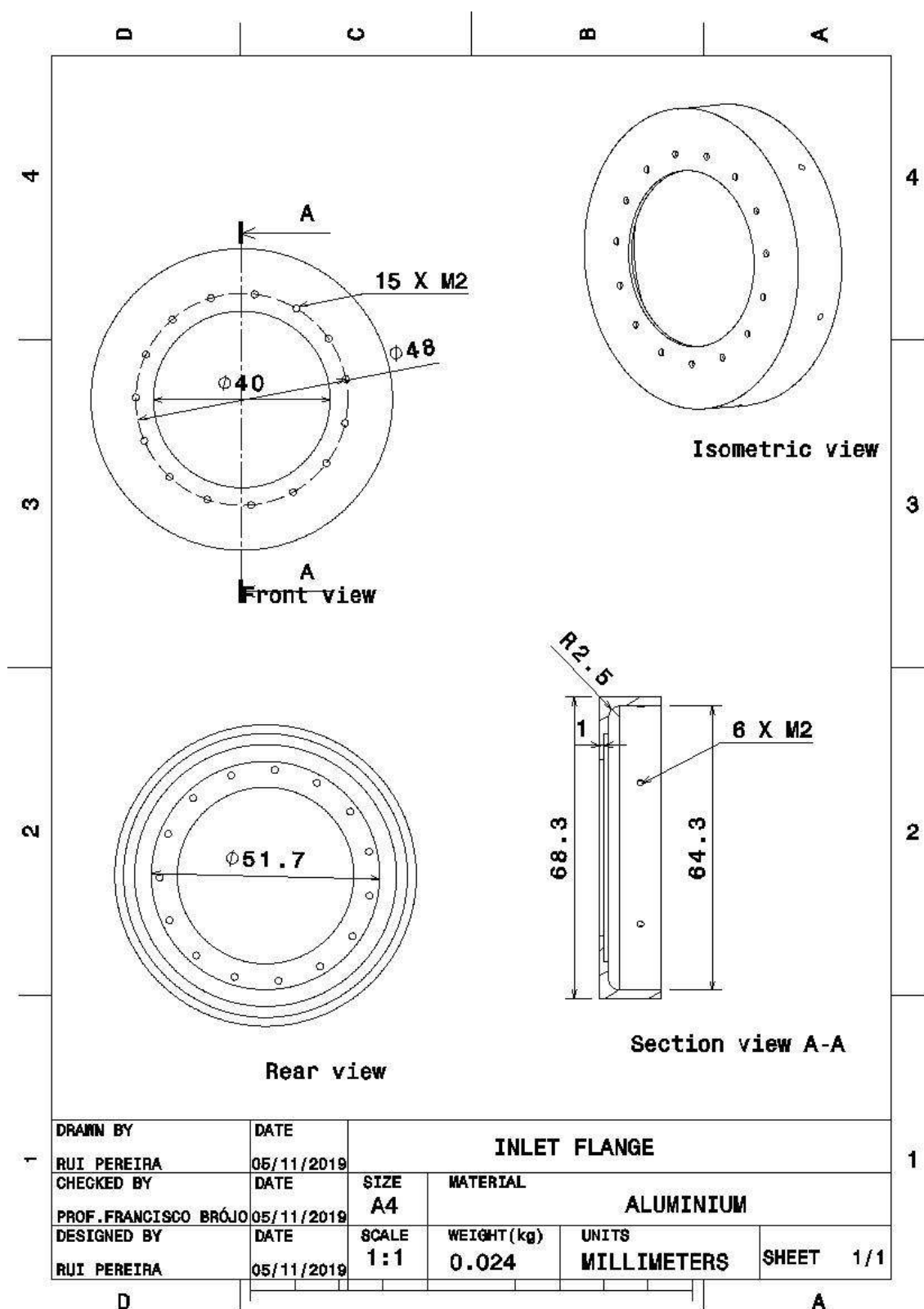


Figure B.1 : bride d'entrée

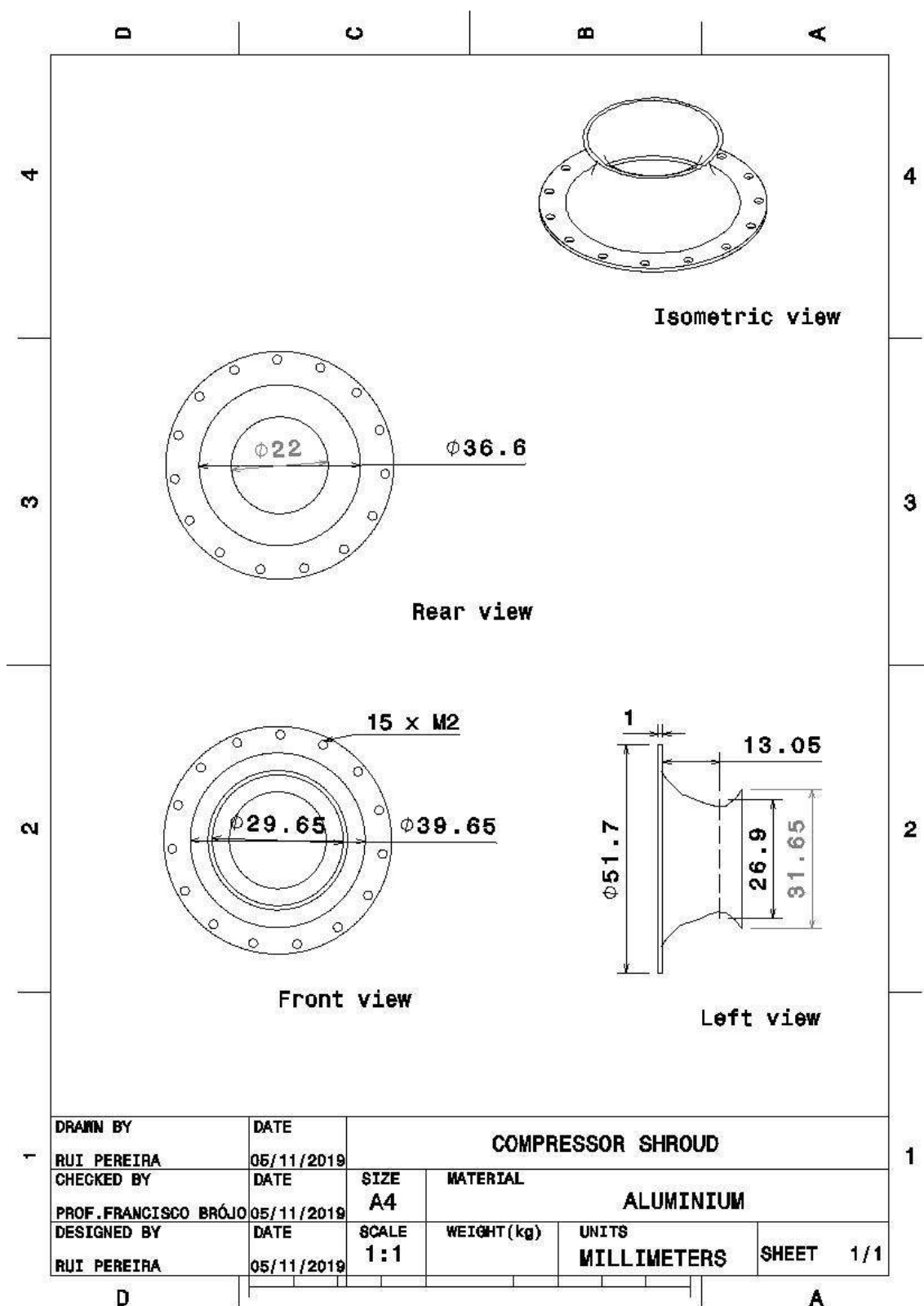


Figure B.2 : Carter de compresseur

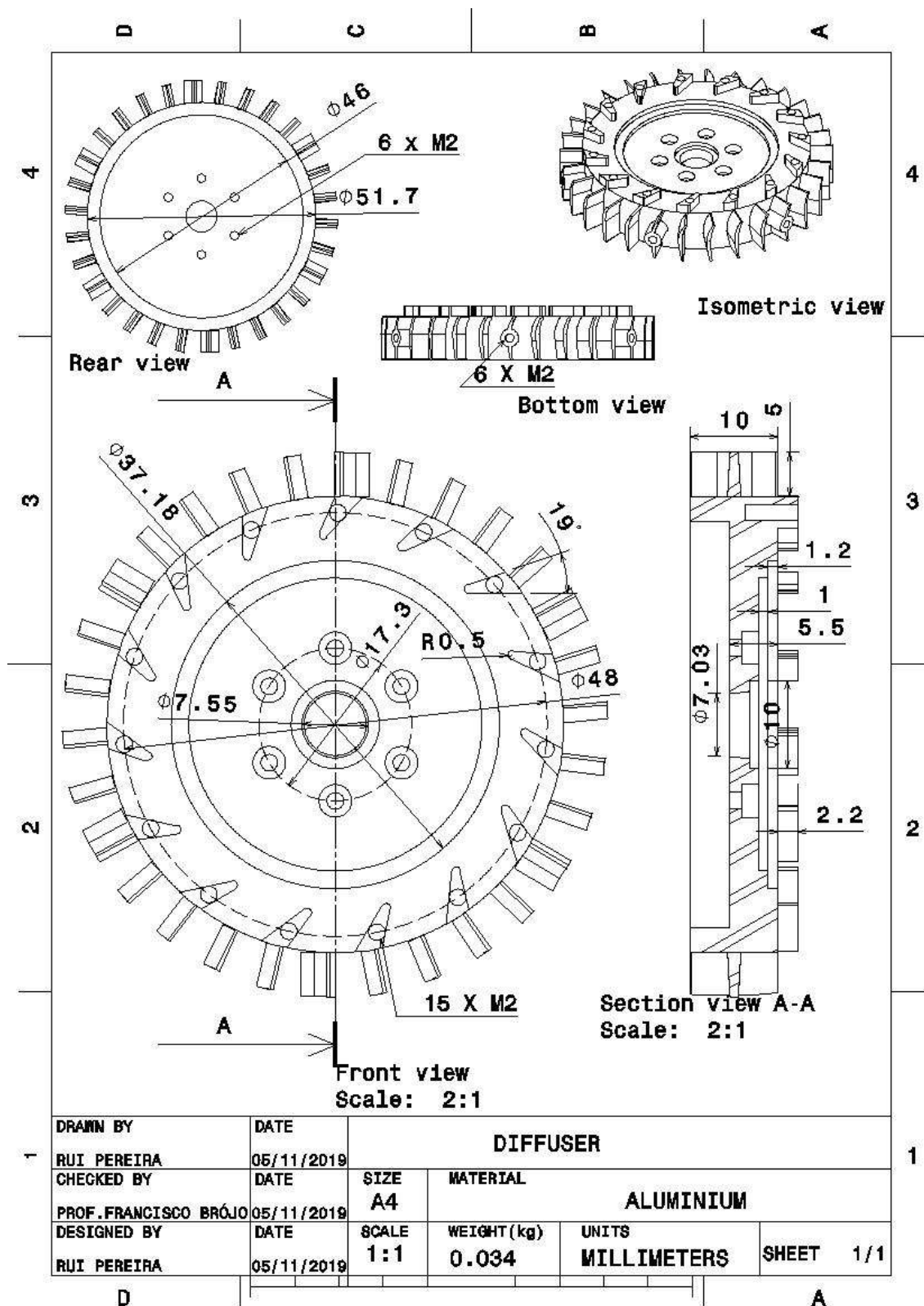


Figure B.3 : Diffuseur

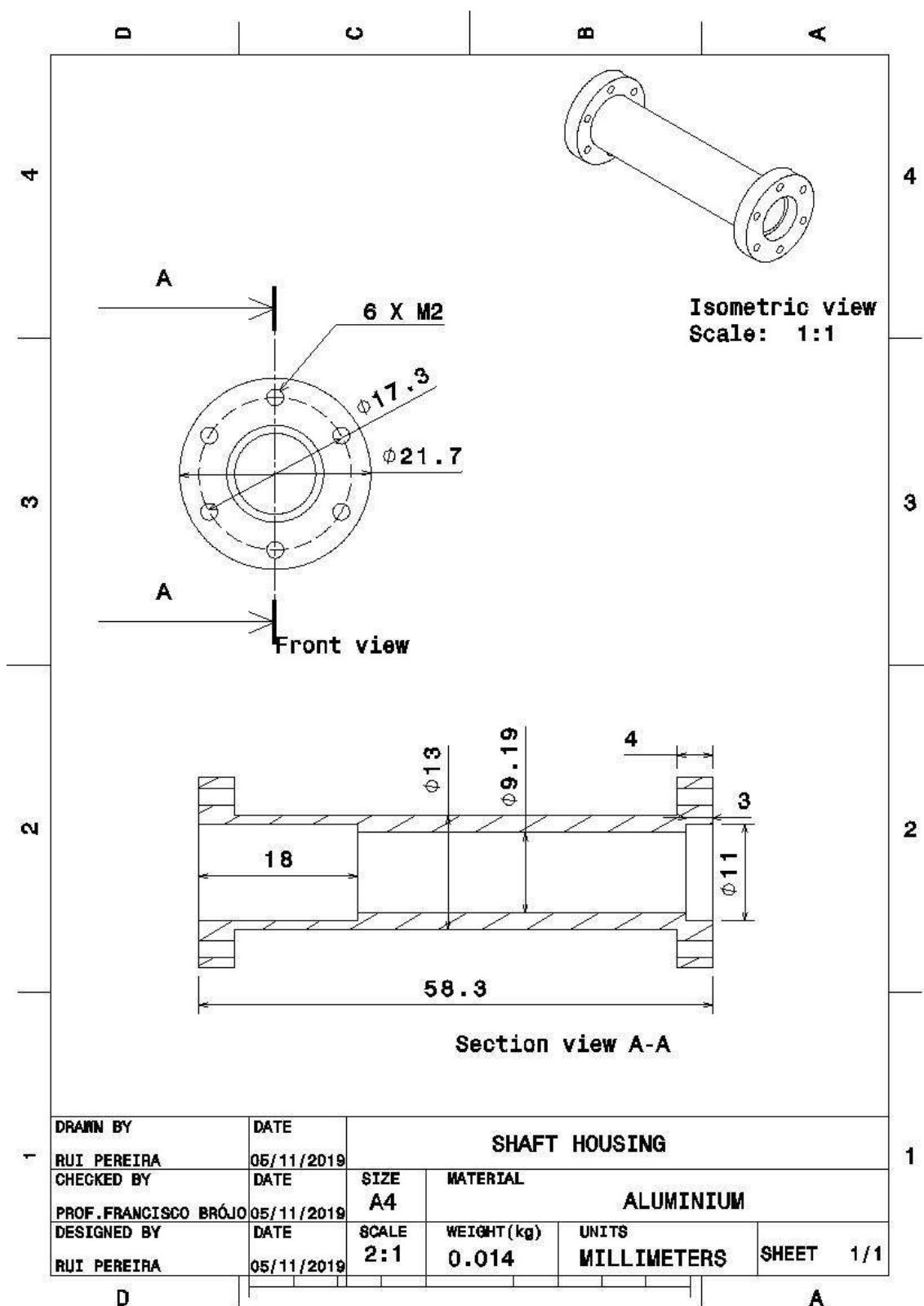


Figure B.4 : logement d'arbre

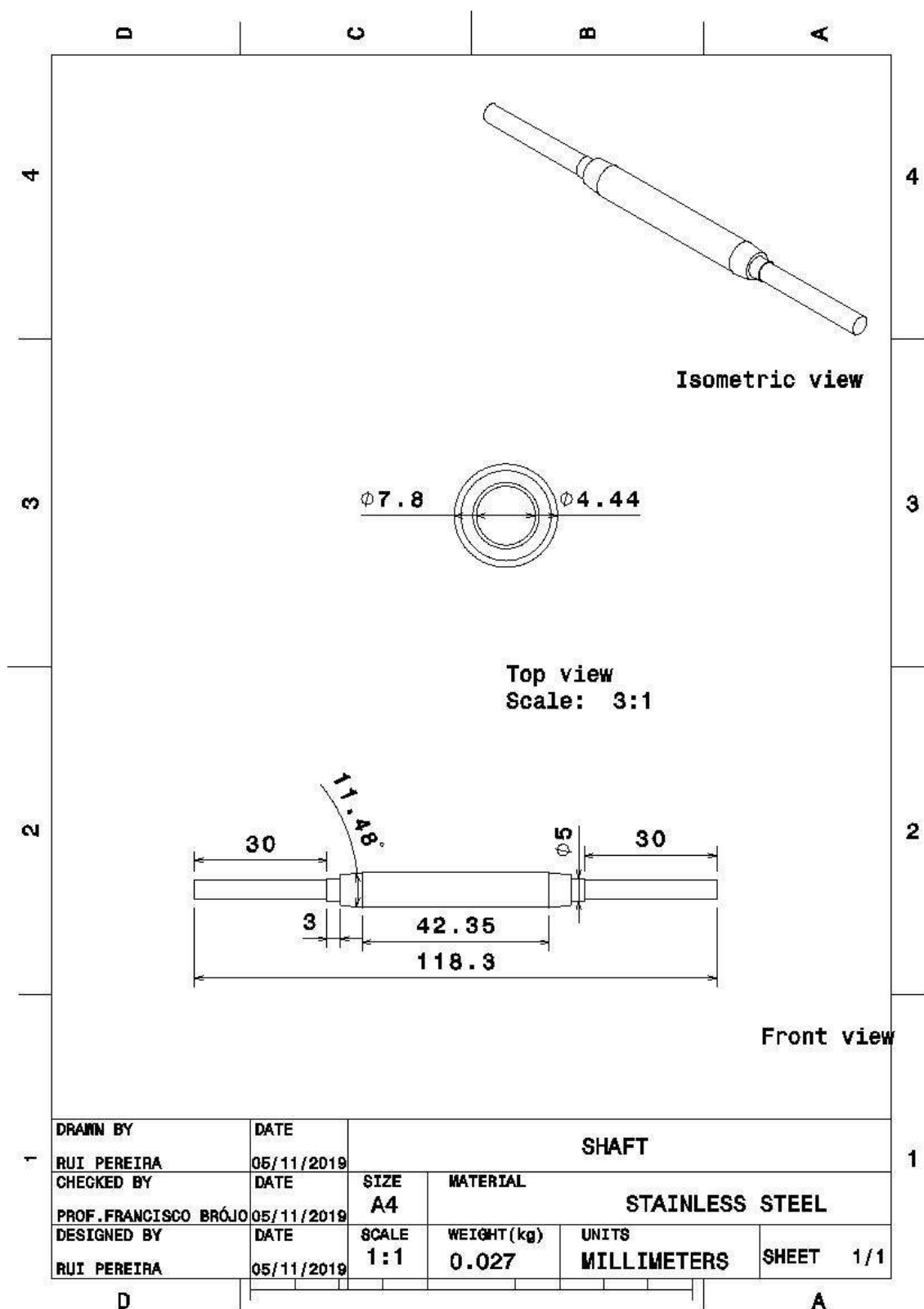


Figure B.5 : Arbre

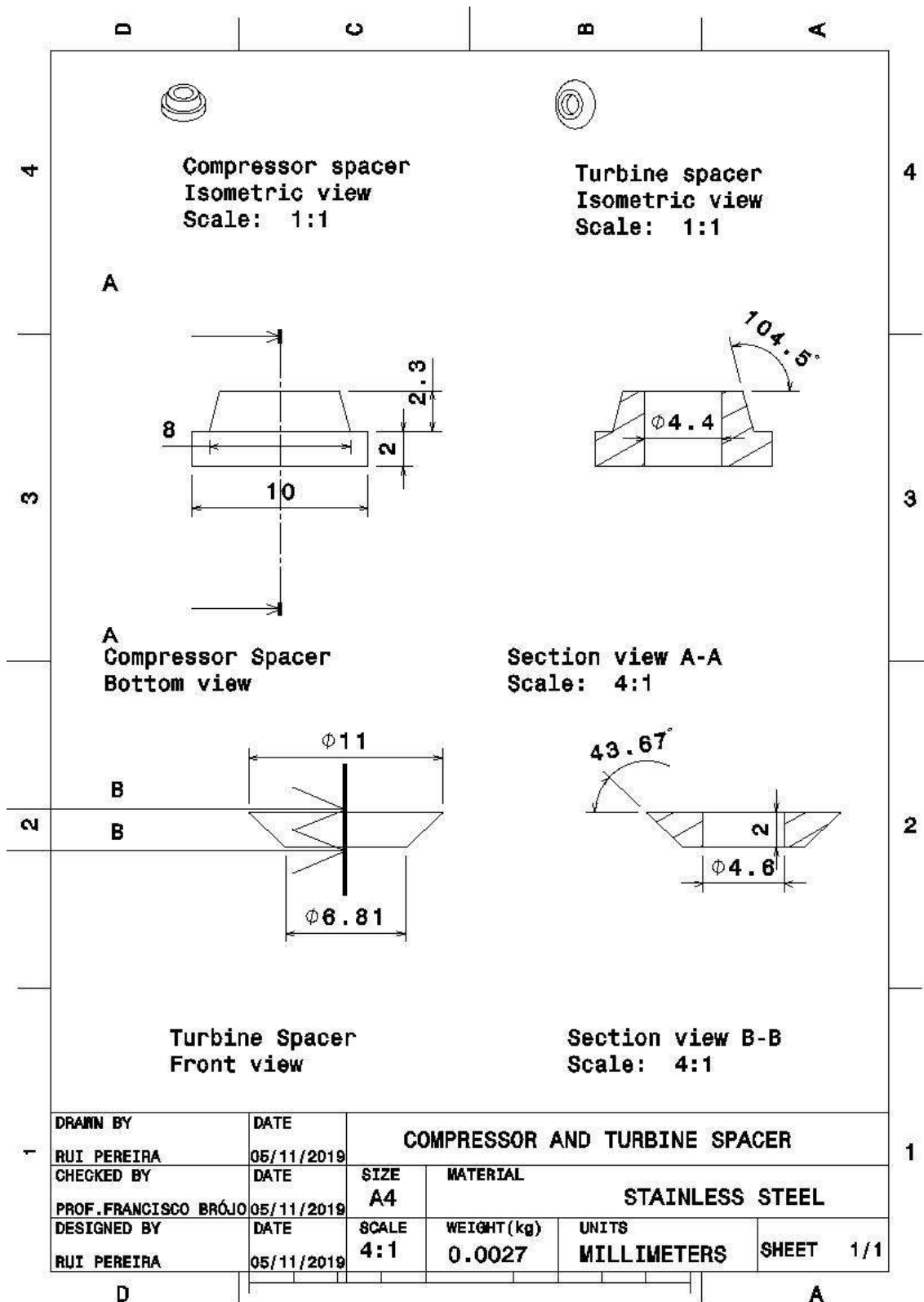


Figure B.6 : Entretoises

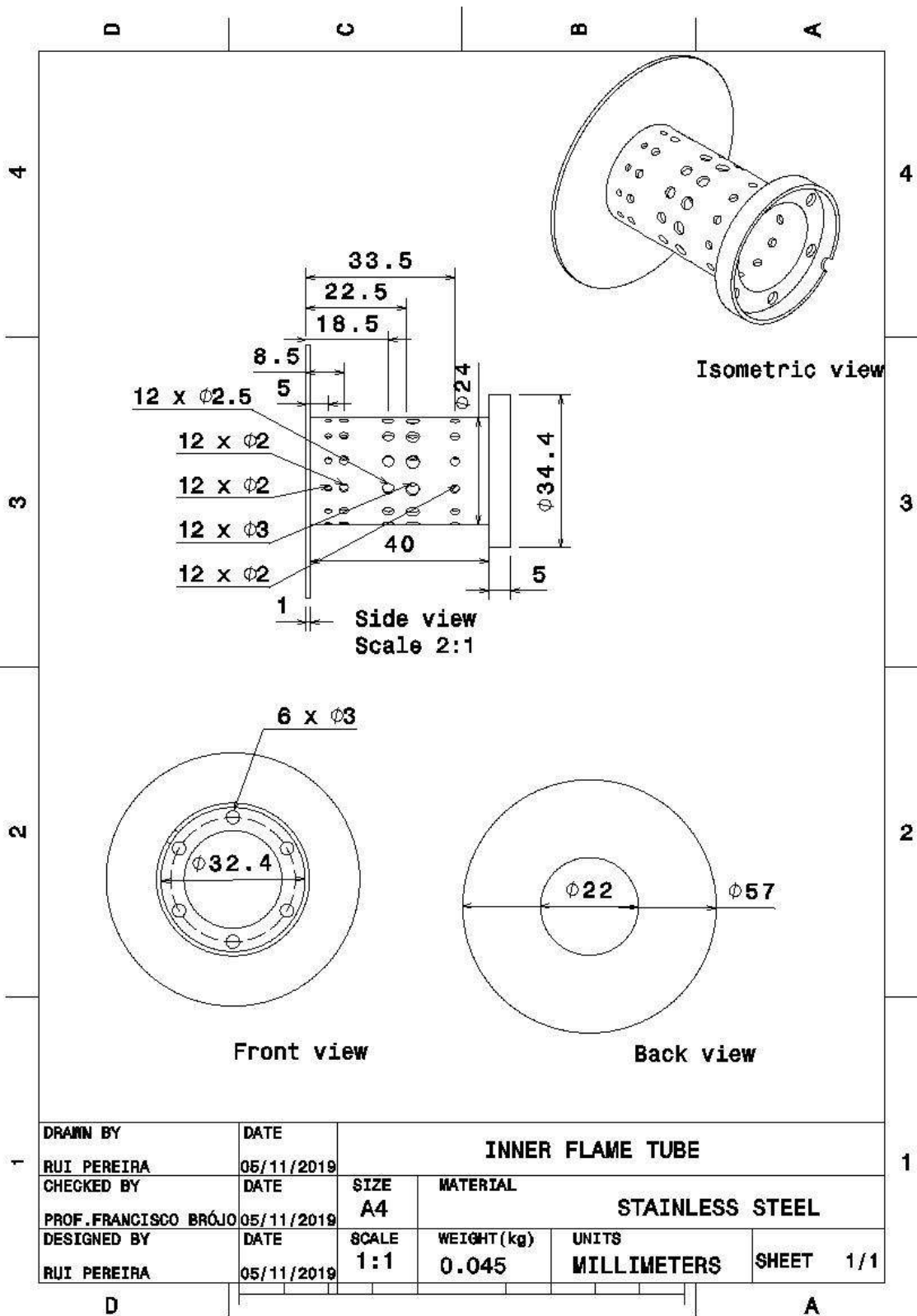


Figure B.7 : Tube de flamme interne avec support de bague de carburant



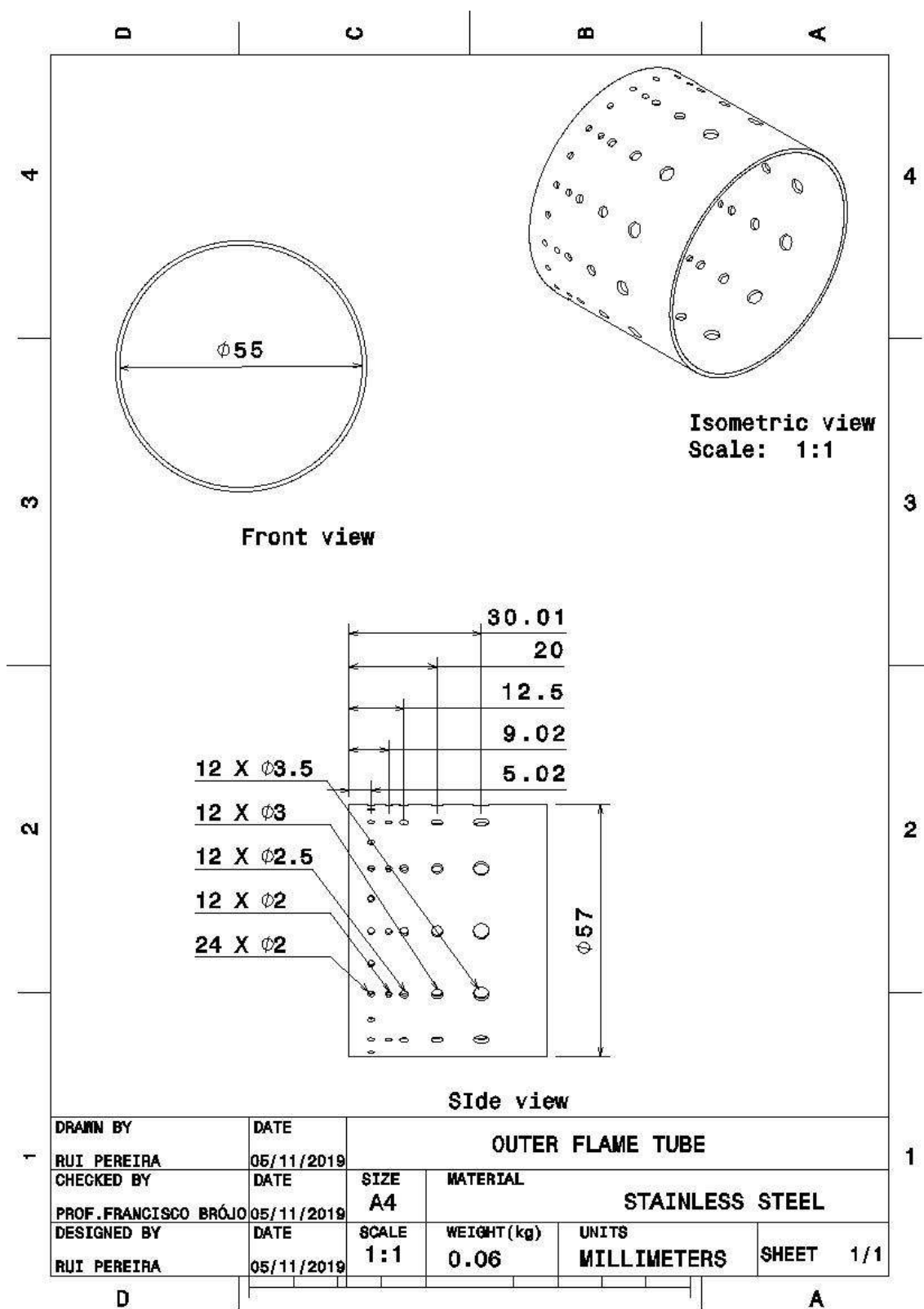


Figure B.8 : Tube de flamme extérieur

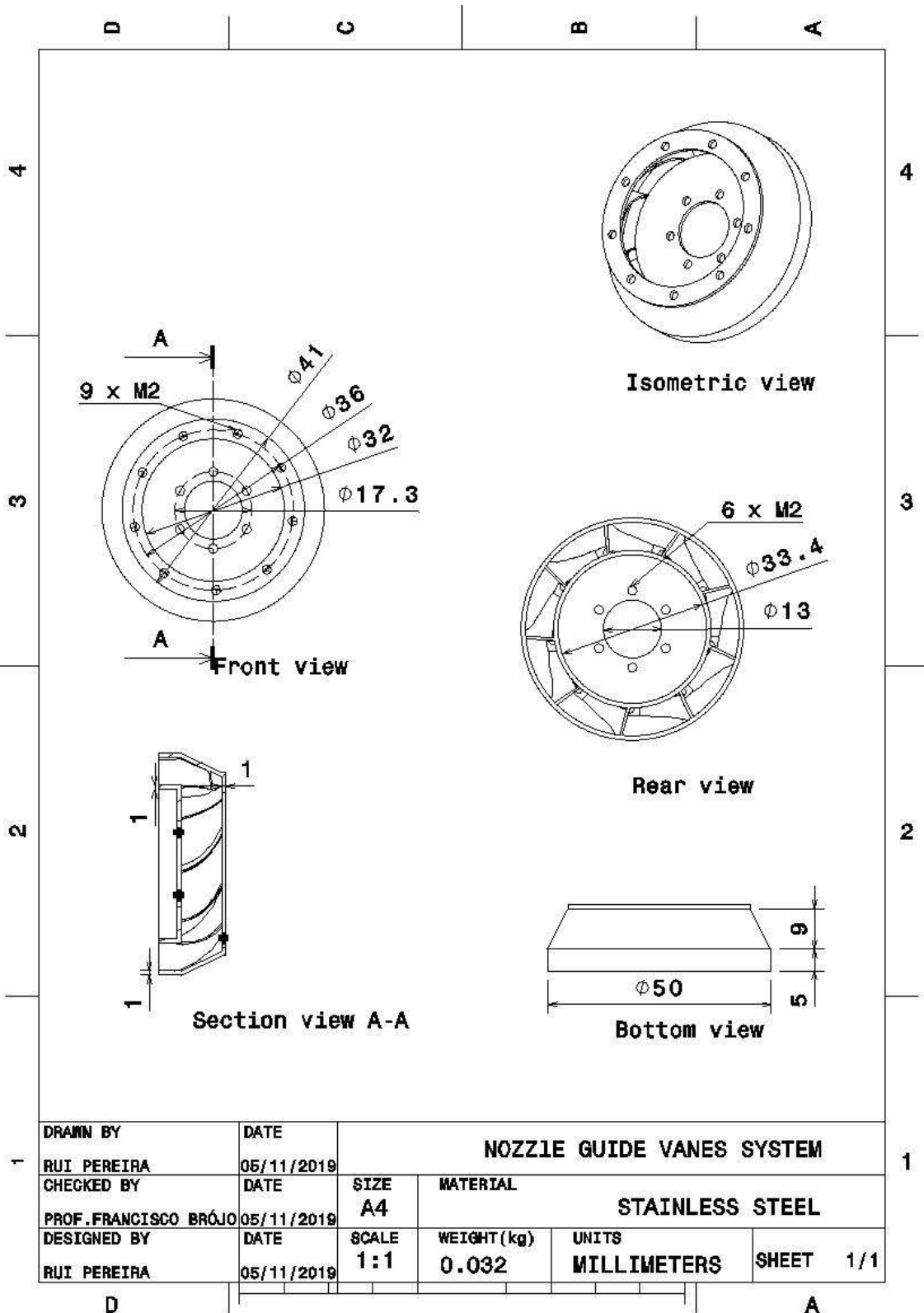


Figure B.9 : Système de guide d'aubes de buse

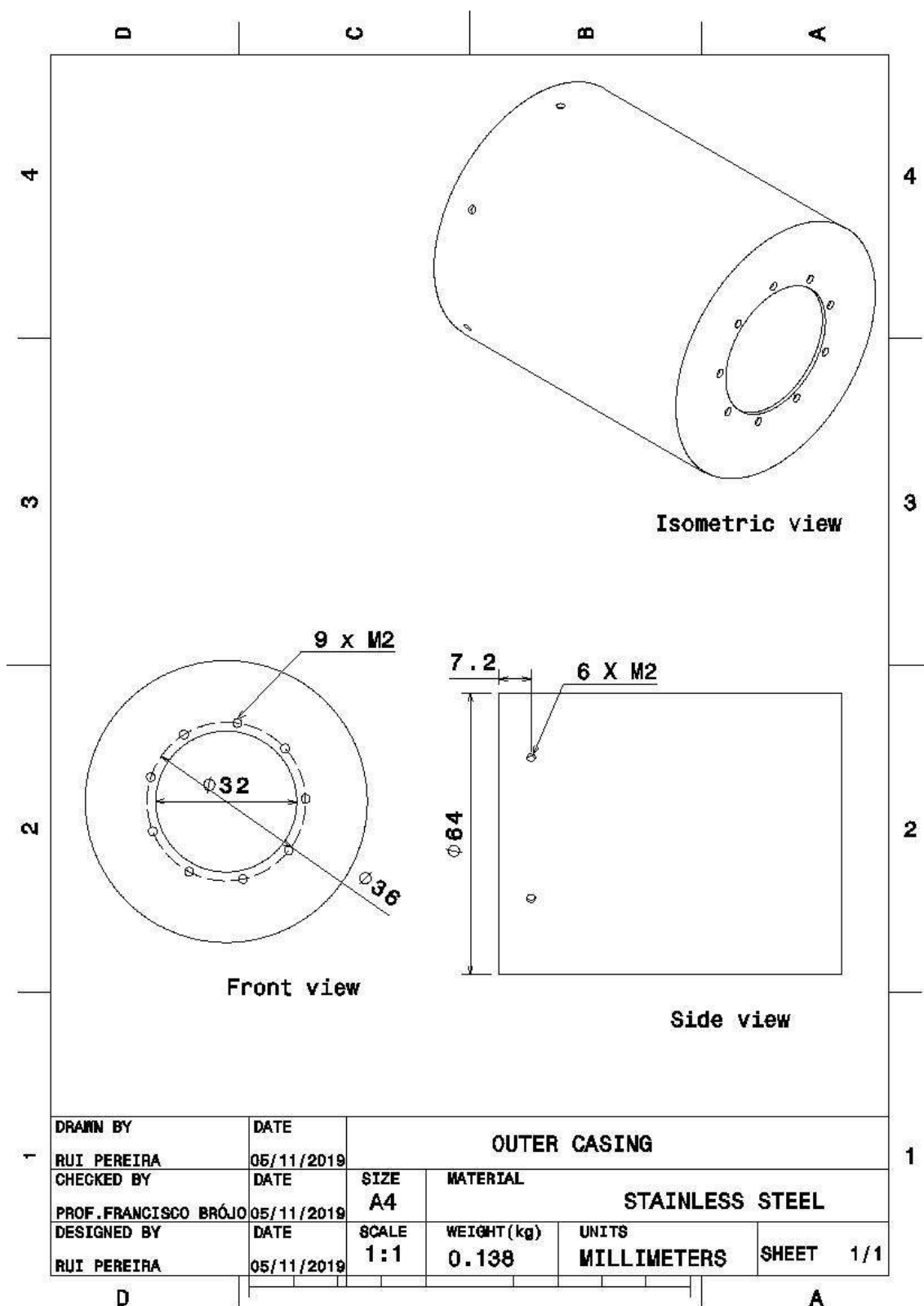


Figure B.10 : Carter extérieur

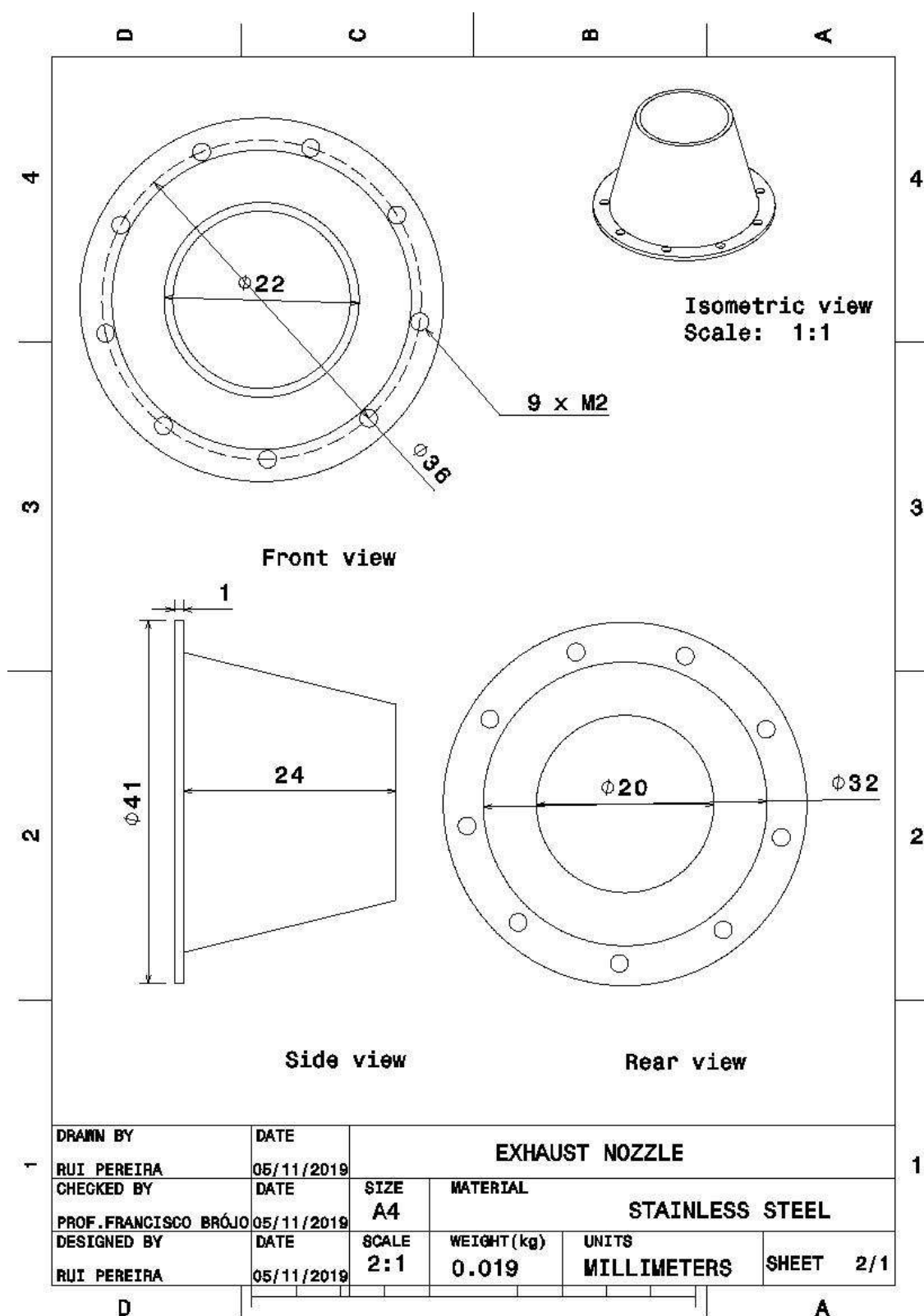


Figure B.11 : Buse d'échappement

## Annexe C - Vues 2D, 3D du turboréacteur

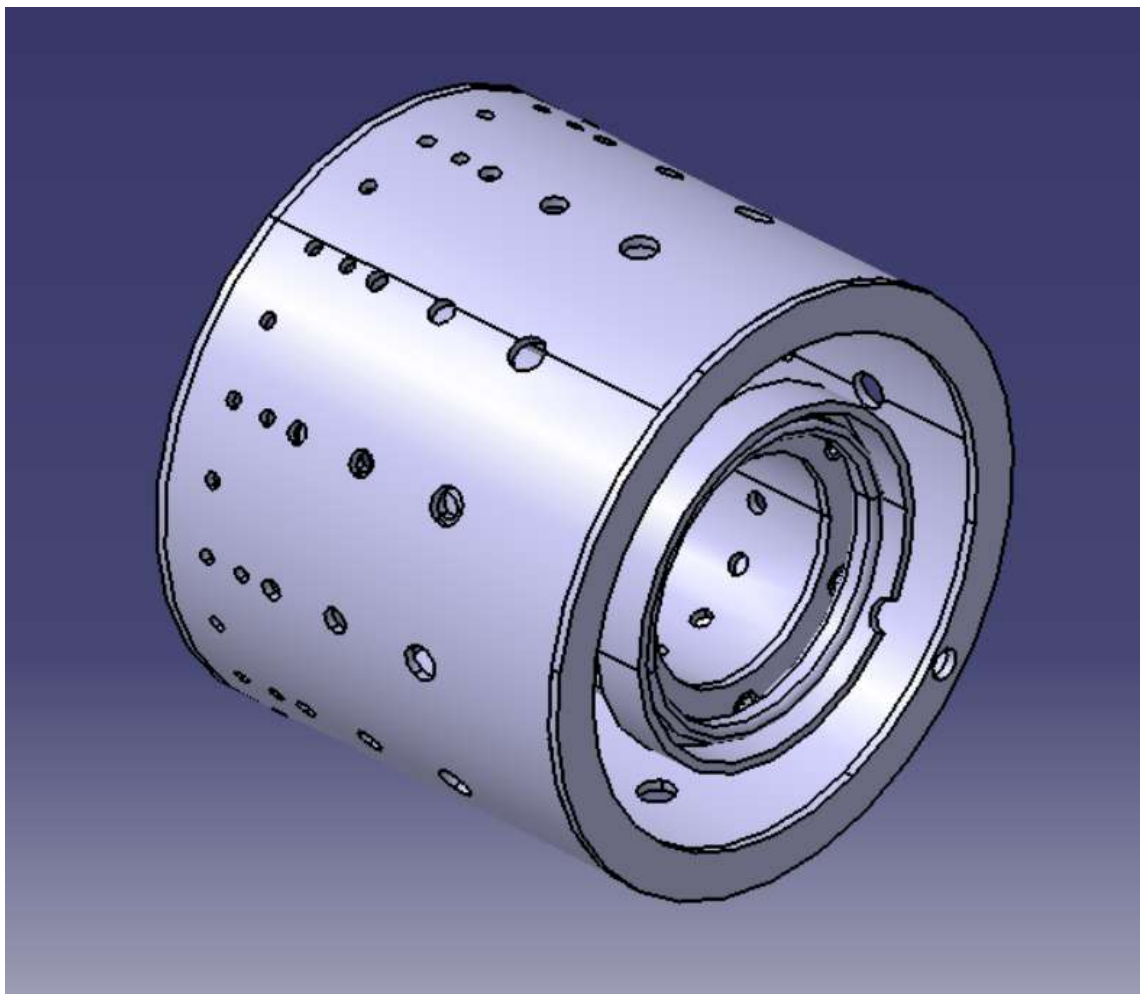


Figure C.1 : « Chambre de combustion »

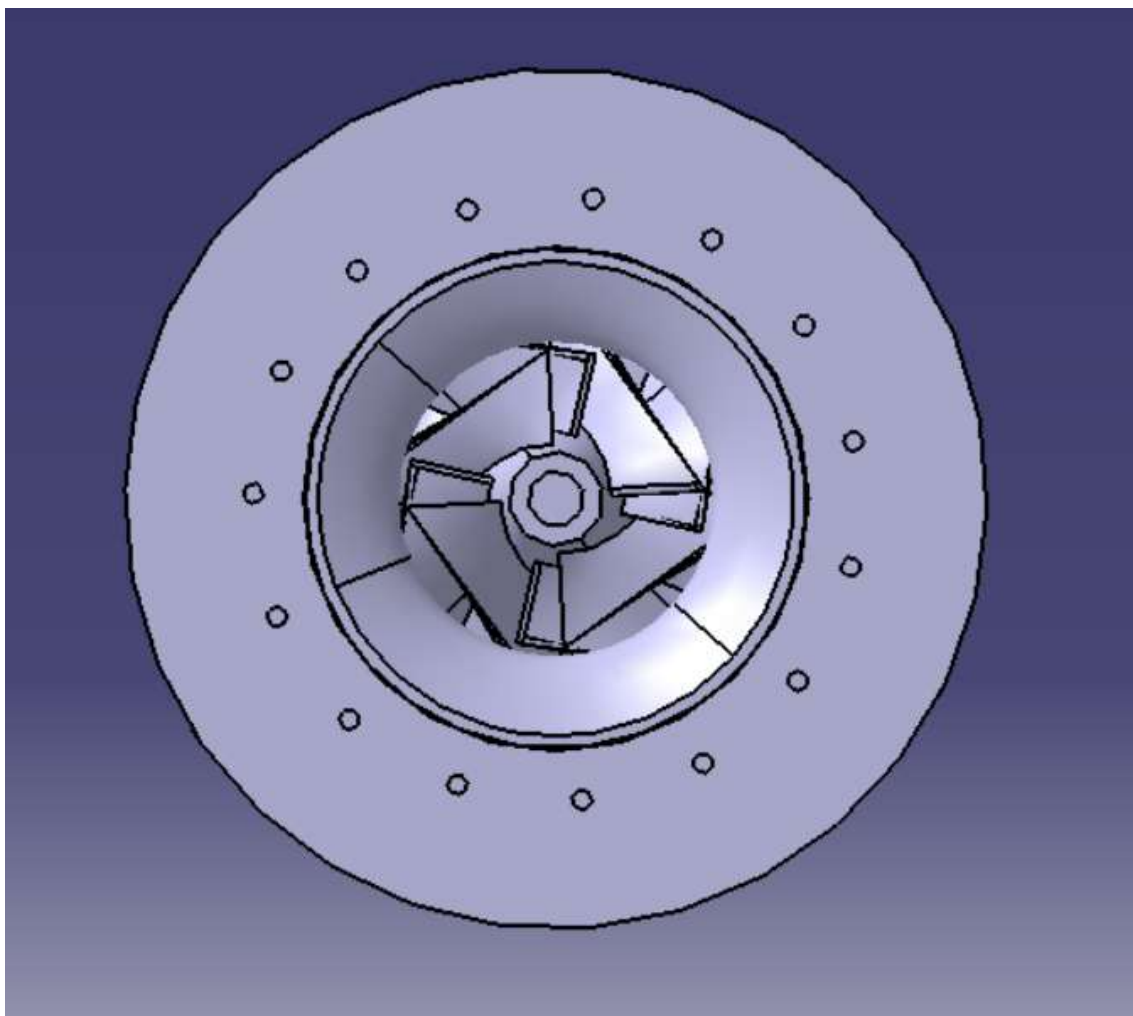


Figure C.2 : « vue de face du turbojet »

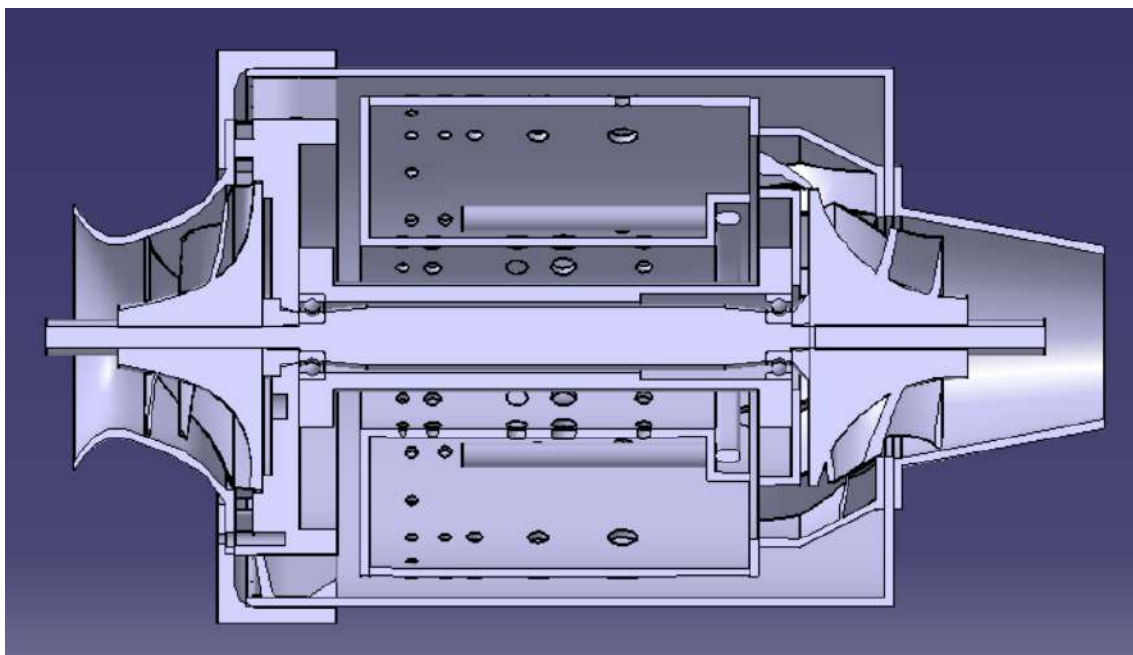


Figure C.3 : « vue de la section médiane du turbojet »

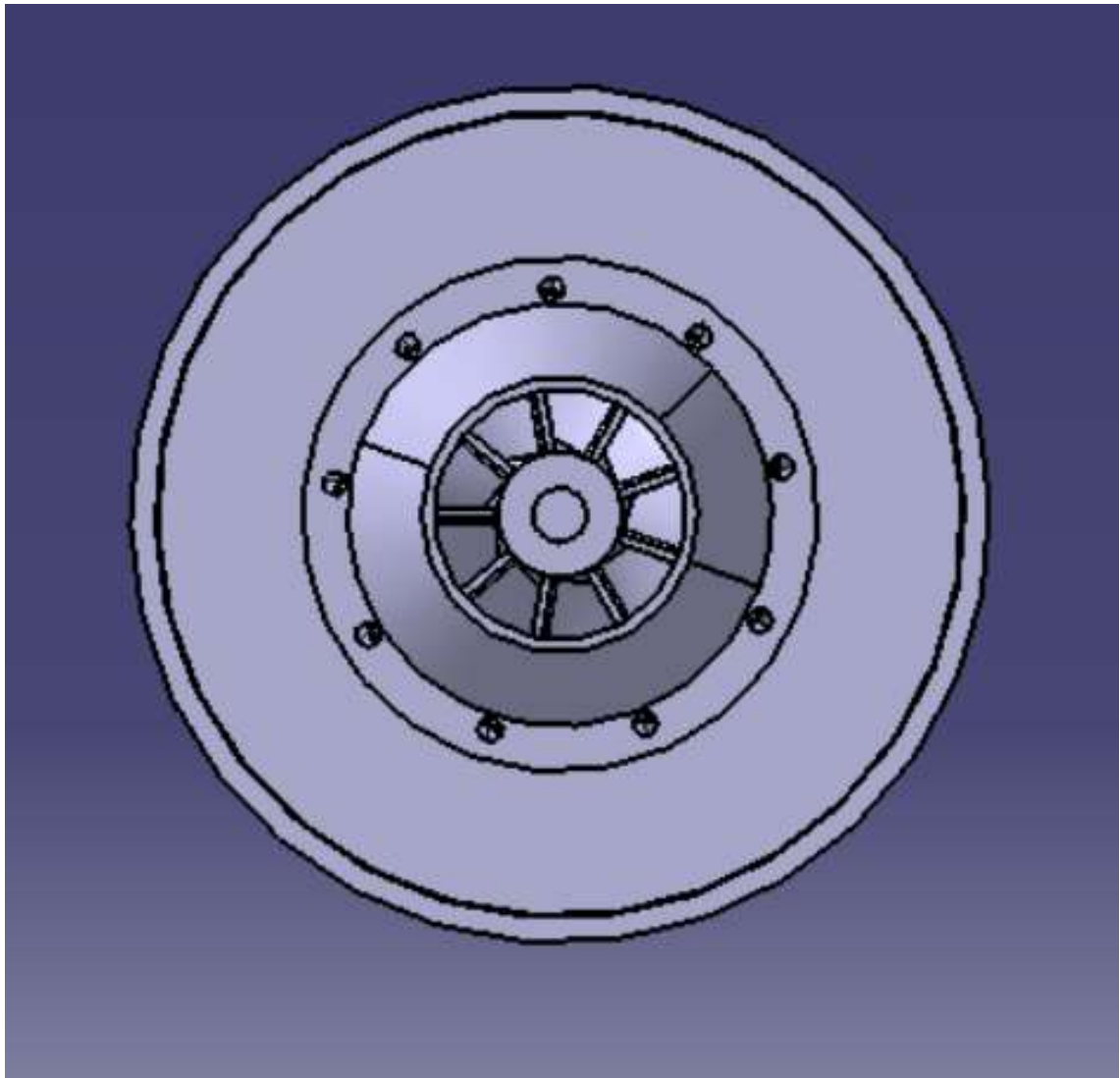


Figure C.4 : « vue arrière du turbojet »

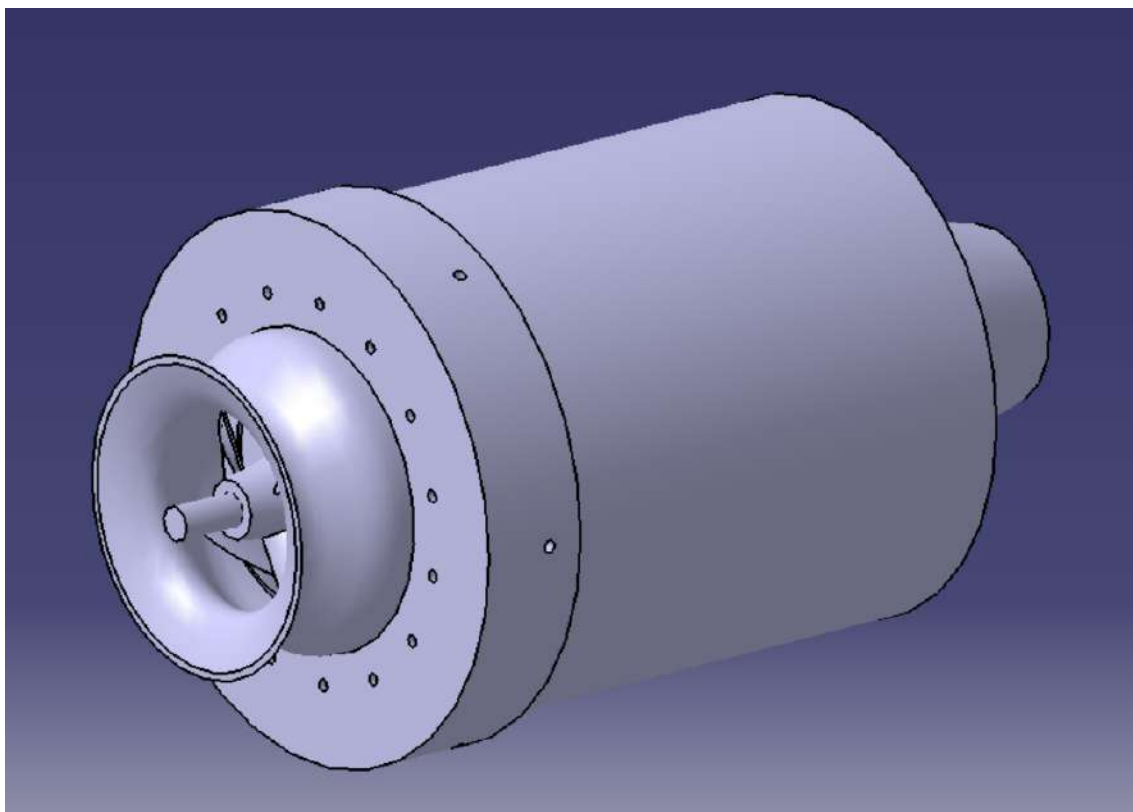


Figure C.5 : « vue isométrique 3D 1 du turbojet »



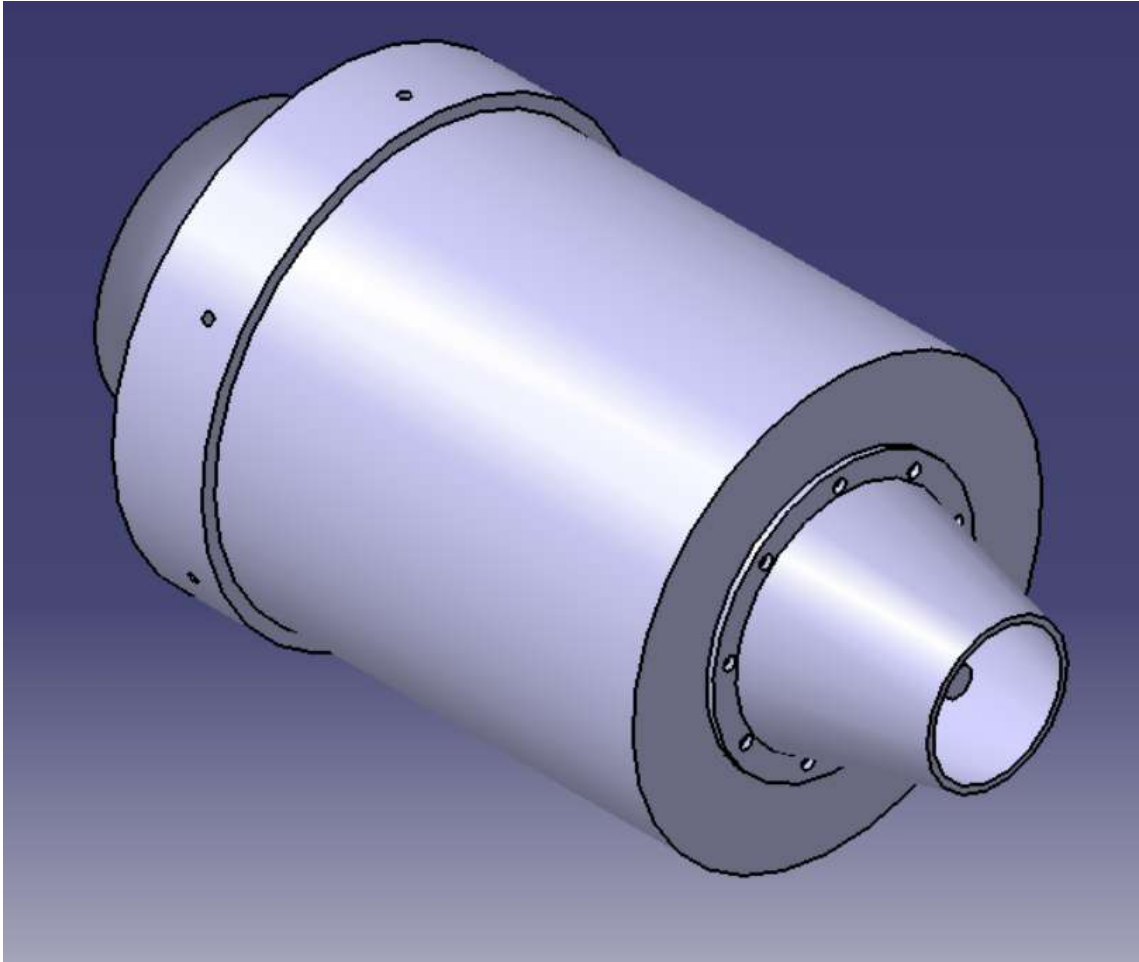


Figure C.6 : « vue isométrique 3D 2 du turbojet »

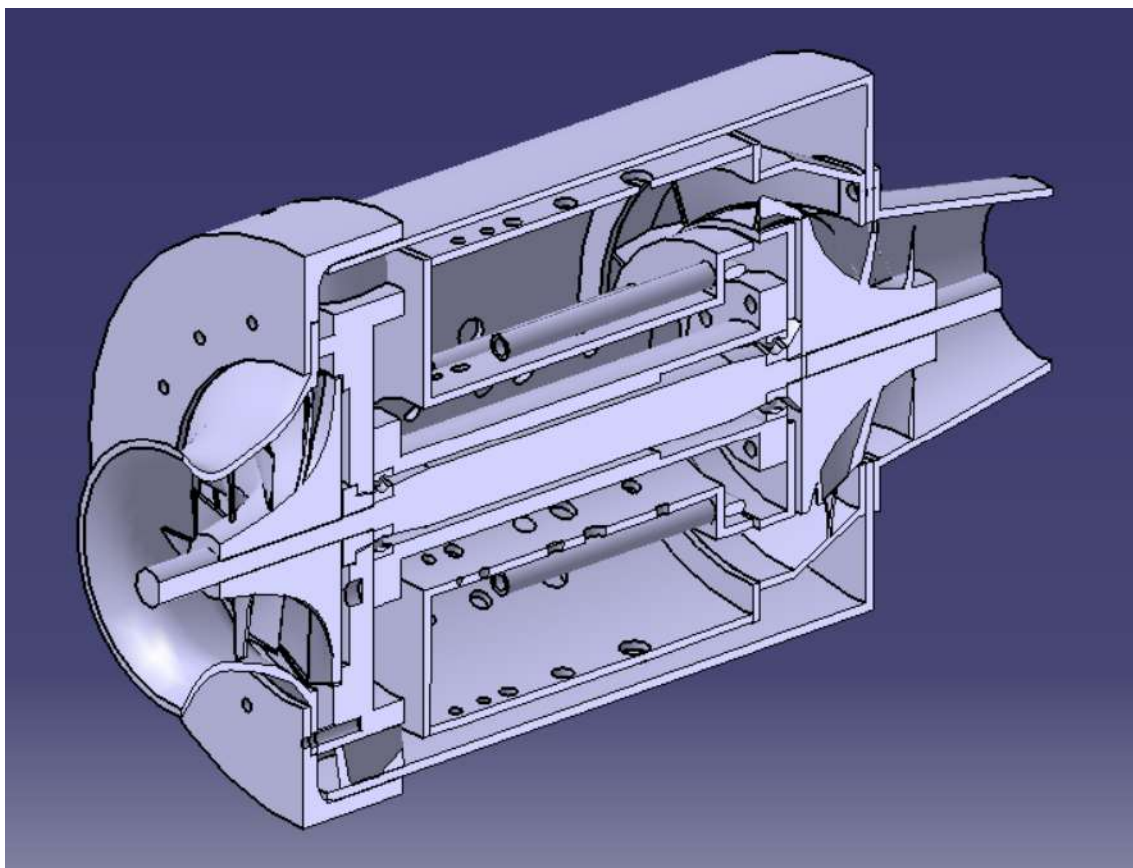


Figure C.7 : « vue isométrique 3D de la section médiane du turbojet »

## Annexe D - Cycle réel du turboréacteur

Tableau 2 : Spécifications techniques du Turbo VZ21 [36]

Item		Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$ )	m <sup>3</sup> /min ft <sup>3</sup> /min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~706.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1069.5
	Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
	Maximum Speed	X10 <sup>3</sup> rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
	Maximum Allowable Gas Temperature	°C	950	950	950	950	950	750	750	750	750
		°F	1742	←	←	←	←	1382	←	←	←
	Weight (without waste-gate valve)	kg lb	(1.9) (4.2)	(2.6) (5.7)	(3.2) (7.1)	(5.1) (11.2)	(6.7) (14.8)	7.8 17.2	10.5 23.2	(11.4) (25.1)	(15.0) (33.1)
	Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50~260	70~300	80~360	105~450
	Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
	External Dimensions	A	m/m	135	167	170	207	223	238	253	231
B		22		37	27	43	43	47	45	50	52
C		133		163	167	201	222	234	245	253	270
D		88		102	110	124	124	136	146	161	175
E		58		65	70	75	75	78	76	86	95
F		65		74	80	102	102	100	125	120	130
G-1 with Waste- Gate Valve		162		180	211	237	237	256	291		
G-2 without Waste- Gate Valve		(136)		(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
H-1 with Waste- Gate Valve		135		125	138	156	156	175	186		
H-2 without Waste- Gate Valve		(127)		(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

Une analyse de cycle réel est effectuée en considérant que le compresseur tourne à 200000 tr/min. D'après le Tableau 2, un rapport de compression  $\pi_c$  de 2,2 a été obtenu avec un débit massique d'air,  $\dot{m}_{ar}$  de 0,1047 kg/s.

Paramètres supposés :

$M_0$	0.05	
$V_r$	17.35944	m/s
$R$	0.287	kJ/kgK
$P_r$	101.325	kPa
$T_r$	300	K
$\gamma_c$	1.4	
$\gamma_t$	1.333	
$c_{pc}$	1.005	kJ/kgK
$c_{pt}$	1.148	kJ/kgK
$T_{04}$	873	K
$F_{HVV}$	15	K
	46300	kJ/kg [29]
$\eta_i$	0.7	
$\eta_c$	0.7	
$\pi_c$	2.2	
$\lambda$	0.8	
$\eta_b$	0.9%	
$\Delta P_c$	2	
$\eta_t$	0.8	
$\eta_n$	0.8	

## Conception et fabrication d'un mini-turboréacteur

### Entrée

$$\begin{aligned} P_{02} & 101.4492 \text{ kPa} \\ T_{02} & 300.15 \text{ K} \\ \pi_i & 1.001226 \end{aligned}$$

### Compresseur

$$\begin{aligned} P_{03} & 223.1882 \text{ kPa} \\ T_{03} & 408.4893 \text{ K} \\ Q_c & 11.39 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

### • Brûleur

$$\begin{aligned} P_{04} & 218.7244 \text{ kPa} \\ f & 0.01455321 \end{aligned}$$

### • Turbine

$$\begin{aligned} P_{05} & 147.534 \text{ kPa} \\ T_{05} & 791.3519 \text{ K} \\ W_t & -9.824 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

### • Vérification de la pression critique de la buse

$$\begin{aligned} P_{06}/P_c & 2.196106 \text{ kPa} \\ P_{06}/P_a & 1.456047 \text{ K} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P_{06}/P_c & > P_{06}/P_a \text{ (Non} \\ & \text{étranglé)} V_7 & 22.17492 \text{ m/s} \\ T_{07} & 577.1850 \text{ K} \end{aligned}$$

### Paramètres de performance des moteurs à réaction

$$\begin{aligned} \text{Specific Thrust } F/\dot{m} & 5.138204 \text{ N s/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \eta_{th} & \text{Efficacité} \\ \text{thermique } 0.1465787 \eta_p & & \text{Efficacité} \\ \text{propulsive } 0.88348601 \eta_o & & \text{Efficacité} \\ \text{globale } 0.1319971 & & \end{aligned}$$

