



Conception et Fabrication d'un mini-turbopropulseur

Rui Gonçalo Gonçalves Esteves Pereira

Dissertation pour l'obtention du Grau de Mestre
en Ingénierie Aéronautique

(Cycle d'études intégré)

(Version révisée après discussion)

Directeur : Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Remerciements

Il y a beaucoup de personnes sans l'aide desquelles cette dissertation n'aurait pas été possible. Tout d'abord, je tiens à remercier 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.

Deuxièmement, je suis reconnaissant envers mon superviseur, le professeur Francisco Brójo, qui a toujours été disponible pour aider et s'assurer que l'ensemble du projet avançait dans la bonne direction. De plus, la patience dont le professeur a fait preuve tout au long de ce projet, face à plusieurs défis inattendus, a été immensément appréciée, car sans cela, je n'aurais pas pu atteindre les objectifs préétablis pour ce projet. Professeur, je vous remercie sincèrement de m'avoir permis de développer un tel projet.

Je tiens également à remercier M. Rui Paulo et M. João Correia pour l'aide apportée durant 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 passés 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 jet sont relativement récents, étant donné que ce type de turbine à gaz a commencé à être étudié et développé bien avant. 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, afin 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, n'étant utilisés que pour des modèles réduits. Cependant, grâce à l'évolution de la science, ces moteurs commencent à être étudiés et préparés pour intégrer des Véhicules Aériens Non Pilotés, VANT, comme leur système de propulsion [1].

Ce projet consiste en le développement d'un turbojet, 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 approprié, l'étude de chaque composant présent dans un turbojet a été poursuivie, parallèlement aux domaines fondamentaux relatifs au fonctionnement du turbojet, par exemple, les cycles thermodynamiques. À la fin d'une étude générale du turbojet, l'auteur est passé à la phase de conception, où 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. En résumé, 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, du tuyau avant la turbine avec des pales guides pour l'écoulement, du tuyau 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 un design absolu.

Le processus de fabrication du turbojet a été réalisé lorsque le processus de conception a été conclu. 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 exigées selon la conception établie. La plupart des composants ont été produits à partir de feuilles de tôle en acier inoxydable, dans lesquelles les pièces ont été découpées, en fonction de leurs dimensions et de leur forme, en géométrie plane. Le chapitre qui décrit le processus de fabrication, ainsi que le processus de conception, est expliqué pour permettre une future reproduction du travail complété ou une adaptation pour un ensemble compresseur/turbine différent.

les dimensions étaient 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 réalisée avec la qualité requise, même après avoir augmenté l'épaisseur des pièces pour faciliter le processus, comme expliqué au 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 turboréacteur, mini-turbopropulseur, cycles thermodynamiques, conception, dimensionnement, CATIA V5R18 , processus de fabrication.

Résumé

Le développement et la production de petits moteurs avec un système de propulsion par jet sont relativement récents, compte tenu du fait que ce type de turbine à gaz a commencé à être étudié et développé de nombreuses années avant la première construction de ces petits turboréacteurs. Cependant, avec l'évolution du temps, les turbines à gaz se sont révélées 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 plusieurs domaines liés 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 un rôle significatif dans l'industrie aéronautique, n'étant utilisés que pour des moteurs de jet de modèle. Cependant, avec l'évolution de la science, ces moteurs sont en cours d'étude et de préparation pour intégrer des Véhicules Aériens Sans Pilote, VANT, comme leur système de propulsion [1].

Cette dissertation porte sur le développement d'un turboréacteur à petite échelle, en respectant les dimensions des deux composants, le compresseur et la turbine, obtenus précédemment, à partir du modèle turbo IHI RHB31 VZ21. Pour comprendre comment exécuter une conception avec des dimensions appropriées, l'étude de chaque composant présent dans un turboréacteur a été réalisée, parallèlement aux 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 en se basant sur les informations contenues dans les diverses sources d'information trouvées dans la bibliographie. Le dimensionnement a été effectué à l'aide d'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'atteindre les mesures pour cette turbine à gaz, en respectant les recommandations. Les dimensions du carénage de compresseur, de la flasque d'entrée, du diffuseur, de l'arbre, du carter 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, de la carcasse extérieure ont été obtenues. L'étape suivante a été 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 V V5R18 . La conception est un processus empirique, qui se révèle extrêmement difficile à considérer comme absolu.

Le processus de fabrication du turboréacteur a été exécuté, à l'époque, le processus de conception avait été conclu. 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 acquérir la forme demandée par rapport à la conception établie. La majorité des composants ont été fabriqués avec des tôles en 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 future reproduction du travail achevé ou une adaptation pour un ensemble compresseur/turbine différent.

Malheureusement, la fabrication du diffuseur et du carénage de compresseur n'a pas été possible, car ils avaient des dimensions extrêmement petites pour être produits dans le centre d'usinage vertical 5-. De plus, le soudage appliqué aux pièces fabriquées n'a pas été exécuté avec la qualité requise.

ité, même en ayant augmenté l'épaisseur du matériau pour faciliter le processus, comme cela est 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-turbopropulseur, Cycles thermodynamiques, Conception, Dimensionnement, CATIA V V5R18 , Processus de fabrication.

Contenu

1 MMotivation et objectifs	1
1.1 Motivation.1 1.2 Objectifs.2 1.3 Structure du document.2	
2 Brevue bibliographique	3
2.1 Revue historique des turbines à gaz.3 2.1.1 Types de turbines à gaz.4 2.2 Revue du cycle.7 2.2.1 Cycle de travail.7 2.2.2 Cycle thermodynamique.8 2.2.2.1 Notions théoriques.8 2.2.2.2 Cycle de Brayton.10 2.2.2.3 Analyse du comportement du cycle.12 2.3 Composants.18 2.3.1 Buse d'entrée.18 2.3.2 Compresseur.19 2.3.2.1 Centrifuge.19 2.3.2.2 Axial.21 2.3.3 Diffuseur.22 2.3.4 Chambre de combustion.23 2.3.5 Turbine.26 2.3.5.1 Axial.26 2.3.5.2 Radial.28 2.3.6 Buse d'échappement.29 2.3.7 Système de carburant.30 2.3.7.1 Carburants.30 2.3.7.2 Modes d'injection de carburant.31 2	
.4 Bases du turbocompresseur.	31
3 MMéthodologie 3	5
3.1 Dimensionnement g Processus .	35
3.1.1 Compresseur.35 3.1.2 Flasque d'entrée.35 3.1.3 Carénage de compresseur.36 3.1.4 Diffuseur.36 3.1.5 Arbre et boîtier d'arbre.37 3.1.6 Chambre de combustion.38 3.1.7 Distributeur de carburant.38 3.1.8 Système de volets de guidage de buse.38 3.1.9 Turbine.39 3.1.10 Buse d'échappement.39 3.1.11 Roulement, lubrification et injection de carburant.39 3.1.12 Carcasse extérieure.40	

3.2 Processus de fabrication.	0
4 Cas pratique	43
4.1 Résultats de dimensionnement	43
4.2 Conception du prototype mini-turbojet	43
4.2.1 Compresseur	43
4.2.2 flasque d'entrée	44
4.2.3 carénage 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 vanne de guidage de buse	51
4.2.9 Turbine	51
4.2.10 Buse d'échappement, Carcasse extérieure et Roulements	52
4.3 Fabrication de Composants	54
4.3.1 Processus de Formage.	55
4.3.2 Processus de fraisage.	57
4.3.3 processus de tour.	58
4.3.4 Processus de brasage.	59
4.3.5 processus de soudage.	60
5 Conclusion	63
5.1 Inconvénients.	63
5.2 Travaux futurs et recommandations.	64
Bibliographie	65
Appendices	69

Liste des Figures

2.1 Aeolipile [5]	.3	2.2 Ramjet [8]	.5	2.3 Pulsejet [8]	.5	2.4 Moteur fusée [8]	.5	2.5 Turboréacteur [6]	.5	2.6 Turbopropulseur [11]	.6	2.7 Turboshaft [12]	.6	2.8 Turbofan [6]	.6																															
2.9 Moteur à contournement élevé, 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 de station 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 rotor [27]	.20	2.19 Évolution de la pression et de la vitesse à travers le système rotor-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 un étage [8]	.22	2.23 Compresseur axial à deux étages [8]	.22	2.24 Types de diffuseur [29]	.23	2.25 Chambre de combustion [8]	.23	2.26 Distribution 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 à travers [8]	.27	2.32 Turbine à écoulement radial en porte-à-faux [27]	.28	2.33 Turbine à flux radial mixte [27]	.29	2.34 Buse 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 turbochargeur.	.32	2.38 Travail du turbochargeur [35]	.32	2.39 Exemple d'une carte du compresseur [34]	.33	2.40 RHB31V ZZ21 Carte du compresseur [36]	.34	3.1 Carénage 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 Carter d'arbre [29] .37 3.6 Tube de flamme externe [29].38 3.7 Tube de flamme interne [29] .38 3.8 Buse d'échappement [29] .39 3.9 Procédure de conception de diffuseur.42 4.1 Fonctionnement de l'arbre CAO de compresseur.44 4.2 Croquis de pales CAO de compresseur.44 4.3 Vue CAO de compresseur.44 4.4 Vue CAO de compresseur.44 4.5 Vue de face d'entrée.45 4.6 Vue arrière d'entrée.45 4.7 Vue latérale d'entrée.45 4.8 Vue isométrique d'entrée.45 4.9 Croquis de carénage de compresseur.46 4.10 Hauteur des plans de conception de carénage de compresseur.46 4.11 Vue latérale de carénage de compresseur.46 4.12 Vue arrière de carénage de compresseur.46 4.13 Vue isométrique de carénage de compresseur.46 4.14 Base de diffuseur.47 4.15 Pale de diffuseur en forme de coin.47 4.16 Profil aérodynamique de pale axiale de diffuseur.47 4.17 Vue isométrique de diffuseur.48 4.18 Croquis de carter d'arbre.48 4.19 Croquis d'arbre.48 4.20 Croquis de tube de flamme externe.49 4.21 Croquis de tube de flamme interne.49 4.22 Vue isométrique de tube de flamme interne.49 4.23 Vue isométrique de tube de flamme externe.50 4.24 Anneau de carburant.50 4.25 Système NGV.51 4.26 Vue du système de volets de guidage de buse.51 4.27 Vue du système de volets de guidage de buse.51 4.28 Croquis de fonctionnement de l'arbre de turbine.52 4.29 Croquis de pale de turbine.52 4.30 Vue isométrique de turbine.52 4.31 Croquis de buse d'échappement.53 4.32 Vue isométrique de buse d'échappement.53 4.33 Vue isométrique de carcasse extérieure.53 4.34 Croquis de carcasse de roulement.53 4.35 Croquis de sphères de roulement.53 4.36 Roulement 618/5 exemple.54 4. 37 F 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 internes.56 4.41 Tubes de flamme internes percés.56 4.42 Buse d'échappement.56 4.43 Tube de flamme interne.56 4.44 Tube de flamme externe.56 4.45 Carcasse extérieure.56 4.46 Turbine percée.57 4.47 Lames du système de guide de vanne de buse.57 4.48 Base de la turbine.58 4.49 Partie environnante et supérieure du système de vanne de guidage de buse.58 4.50 Carter d'arbre.58 4.51 Flasque d'entrée.59 4.52 S haft.59 4.53 Support de l'anneau de carburant.60 4.54 Anneau de carburant.60 4.55 Buse d'échappement.61 4.56 Carcasse extérieure.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 externe.62 4.60 Parties externes de la vanne de guidage de buse.62 4.61 Partie interne du système de vanne de guidage de buse.62 B.1 Flasque d'entrée.70 B.2 Carénage de compresseur.71 B.3 Diffuseur.72 B.4 Carter d'arbre.73 B.5 Arbre.74 B.6 Entretoises.75 B.7 Tube de flamme interne avec support de l'anneau de carburant.76 B.8 Tube de flamme externe.77 B.9 Système de vanne de guidage de buse.78 B.10 Carcasse extérieure.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 section médiane du turbojet".82 C.4 "Vue arrière du turbojet".83 C.5 "Vue isométrique 3D du turbojet w 1".84 C.6 "Vue isométrique 3D du turbojet w 2".85 C.7 "Vue isométrique de section médiane du turbojet 3D".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 Turbo VZZ21 spécifications techniques [36] .87

Nomenclature

A	Surface de section m^2
a	Vitesse du son m/s
c	Chaleur spécifique kJ/kgK
E	Puissance totale W
F	Poussée N
F/m	Poussée spécifique Ns/kg
FHV	Valeur calorifique du carburant J/kg
f	Rapport carburant-air
h	Enthalpie spécifique J/kgK
ke	Énergie cinétique J
M	Nombre de Mach
m	Masse kg
\dot{m}	Débit massique kg/s
pe	Énergie potentielle J
P	Pression Pa
Q	Débit de chaleur W
R	Constante des gaz réels kJ/kgK
S	Consommation spécifique de carburant mg/Ns
T	Température K
V	Vitesse m/s
W	Taux de travail W
η_p	Efficacité propulsive
γ	Rapport de capacité thermique
π	Rapport de pression
ρ	Densité kg/m^3
τ	Rapport de température
τ^λ	Enthalpie de stagnation maximale
	Rapport
θ	Énergie des fluides en mouvement J

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 constant
0	Total
1	État initial
2	Final state

Liste des acronymes

CAO Conception Assistée par Ordinateur

CATIA Application interactive tridimensionnelle assistée par ordinateur

CC Chambre de combustion

CNC Contrôle numérique

FABLAB Laboratoire de fabrication

Ailes de guidage de buse NGV

RC télécommandé

TSFC Consommation de carburant spécifique à la poussée

VANT Véhicule Aérien Non Habité

UBI Université de Beira Interior

Chapitre 1

Motivation et objectifs

1.1 Motivation

Le rêve de l'homme de voler nous a intrigués et a occupé nos pensées pendant longtemps. Nous avons commencé par l'observation des oiseaux en vol, puis nous avons inventé un cerf-volant, l'ornithoptère de Léonard de Vinci, le premier ballon à air chaud, également connu sous le nom de ballon des Montgolfier, le planeur, l'aérodrome et, enfin, le planeur des Frères Wright [2].

Dans notre étude pour trouver des ailes durables, destinées à générer de la portance, des études sur les systèmes de propulsion étaient également en cours, car nous avons compris que pour avoir un vol durable, nous devions disposer d'une source d'énergie. Les moteurs à vapeur furent les premiers à être créés, suivis par le moteur à combustion interne et 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. Tous ont 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'explorer de nouvelles améliorations. Le développement des avions modernes nous a permis de traverser des 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 sérieuse 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 des situations de combat, les avions sont conçus pour voler à une vitesse étonnante qui dépasse la vitesse du son, 343 m/ s [3]. Les moteurs à turbine à gaz, avec les progrès technologiques et scientifiques, ne sont plus hors de portée pour quelqu'un qui s'y intéresse et souhaite en construire un. Heureusement, de nos jours, il existe des moteurs mini-turbojet que l'on peut construire et améliorer.

Les moteurs à réaction à main sont apparus récemment et sont connus sous le nom de mini-turbopropulseurs ou de moteurs de jet de modèle. Ces petites machines commencent à trouver leur place dans l'industrie, où elles sont développées et produites par des entreprises pour une application possible dans les VANT [1]. Ces turbines à gaz peuvent être appliquées à un moteur à réaction télécommandé (RC).

Le défi de construire un mini-turbopropulseur est en soi attrayant pour quelqu'un s'intéressant aux systèmes de propulsion, et la possibilité de contribuer à d'autres travaux incite à l'embrasser. Ainsi, à travers l'étude de la conception et de la fabrication de turbines à gaz, un prototype de mini-turbopropulseur a été conçu et certaines pièces ont été fabriquées, et très bientôt, les autres seront réalisées 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, spécifiquement, des conceptions développées à cette époque. Cela a été une aide majeure pour obtenir les mesures adéquates des principaux composants, permettant 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 entreprises pour produire un petit modèle de moteur à réaction, pour des applications pratiques, de manière transparente, afin d'aider le lecteur à produire son 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 du mémoire de maîtrise.

Le premier chapitre, et actuel, 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 meilleure compréhension 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 des mesures des composants.

Le quatrième chapitre établit les procédures prises pour concevoir et fabriquer les composants requis, complétées par son assemblage. Avec 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 ainsi que le développement de cette thèse et des suggestions pour des travaux futurs.

Chapitre 2

Revue bibliographique

2.1 Revue historique des turbines à gaz

Un premier concept est apparu à l'époque de l'Égypte romaine, créé par Héro, ou Héro d'Alexandrie. L'aeolipile, nom de l'invention d'Héro, est une turbine à vapeur radiale, qui combine deux buses, situées de part et d'autre, où la vapeur d'eau 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 du moteur à vapeur est montré à la figure 2.1.



Figure 2.1: *Aeolipile* [5]

Le principe physique de la réaction a été mis en pratique au treizième siècle par le peuple chinois utilisant des feux d'artifice [6]. Après trois siècles, en 1687, Sir Isaac Newton a réalisé 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, changeant son état [7].
2. $F_{orce} = m \times g$, la variation de la 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 celui des 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 jet a été breveté par René Lorin. Le premier ramjet subsonique, cependant, il n'a pas été possible de concrétiser le projet en raison de la qualité des

matériaux à cette époque. Les matériaux ne pouvaient pas résister à la chaleur, de plus, l'évolution du système de propulsion par jet en était à ses débuts, rebondissant sur les efficacités de l'avion [8].

Les moteurs à propulsion par jet ont été réalisés en 1930 lorsque Sir Frank Whittle a breveté la conception d'une turbine à gaz centrifuge pour la propulsion par jet. Plus tard, en 1937, il a effectué le premier test statique de l'histoire du moteur à réaction. Bien que Whittle ait réalisé le premier test statique, c'est Hans Joachim Pabst von Ohain, travaillant pour la société aéronautique Heinkel, qui a créé un moteur turbojet 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 turbojet 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 de turboréacteur à flux axial a eu lieu en Allemagne, la même année que le vol du moteur de Whittle. Le turbojet axial, Jumo 004A, était le système de propulsion de l'avion Me-262. Le responsable 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 posé les bases de la turbine à gaz moderne [8].

Le système de propulsion par jet a été et est toujours étudié de manière approfondie pour rechercher des améliorations, avec une application future réussie dans ce type de moteur. Ce n'est que des années plus tard que le moteur turbojet a été appliqué à un aéronef, et l'idée de reproduire le même moteur à petite échelle a commencé à apparaître. L'histoire du turboréacteur miniature 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 petits moteurs à jet de modèle [9]. Le livre Moteurs à turbine à gaz pour modèles réduits d'avion, de sa propre autorité, explique comment il a construit le moteur, le FD 3/64, qui a créé un point de départ pour les turboréacteurs miniatures 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, comme le KJJ66 [10].

2.1.1 Types de turbines à gaz

L'histoire des turbines à gaz montre le développement énorme et rapide de ce moteur. C'est un produit d'un mélange de divers domaines tels que la thermodynamique, la mécanique, l'aérodynamique et d'autres domaines, qui sont encore étudiés dans toute leur mesure pour des améliorations. Ce n'est qu'après avoir compris ces domaines que l'utilité d'une turbine à gaz est envisagée, puis conçue, en fonction de son utilisation, que ce soit 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 jet : fusée, athodyd, également connu sous le nom de ramjet, le jet pulsé, et le turbojet, ou, les moteurs à hélice : moteur turbopropulseur, turbofan et turboshaft [8].

Le ramjet, figure 2.2, est formé par une entrée divergente et 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 s'accélérer à travers la section d'échappement vers l'atmosphère [8].

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

ant le gaz à se dilater, augmentant ainsi la pression. En conséquence de cette montée, les vannes se ferment et le gaz est éjecté par l'arrière. Sa consommation de carburant élevée 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 par le fait qu'il n'utilise pas l'oxygène de l'air atmosphérique pour la combustion, mais utilise plutôt un carburant spécifique, décomposé chimiquement avec de l'oxygène [8].

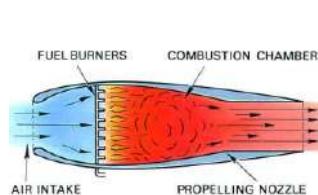


Figure 2.2 : Ramjet [8]

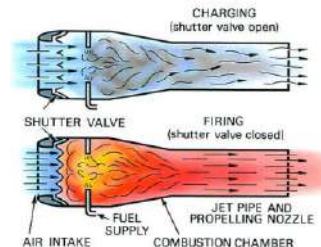


Figure 2.3 : Pulsejet [8]

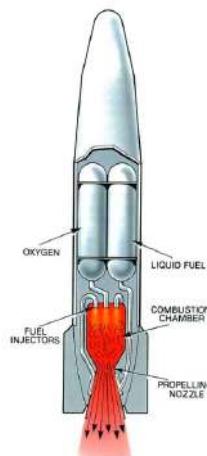


Figure 2.4 : Moteur fusée [8]

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

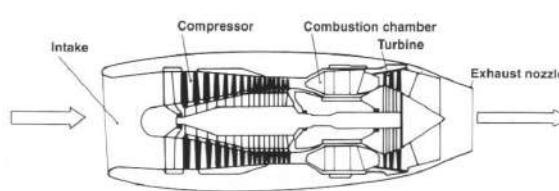


Figure 2.5 : Turboréacteur [6]

Avec la combinaison hélice/turbine, on trouve le ventilateur canalisé, les ventilateurs d'hélice et les moteurs à contournement. Dans le moteur 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 turboshaft, montré à la figure 2.7, la turbine entraîne le compresseur et la seconde turbine entraînera le

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

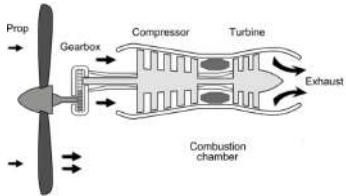


Figure 2.6 : Turbopropulseur [11]

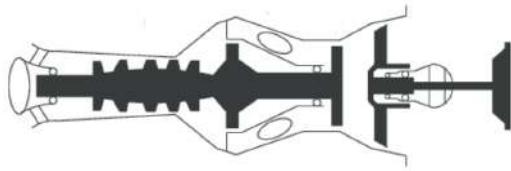


Figure 2.7 : Turboshaft [12]

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

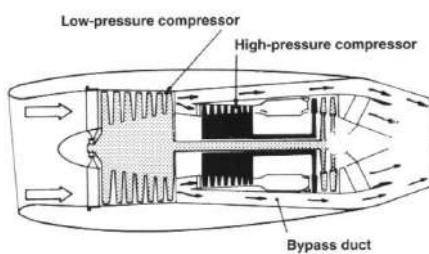


Figure 2.8 : Turbofan [6]

Les moteurs à flux d'air dérivé se distinguent en deux types, à basse relation de dérivation et à haute relation de dérivation, où la relation de dérivation représente la quantité d'air dérivée par rapport à l'air passant par le cœur du moteur. Le moteur est constitué d'un compresseur à haute pression et d'un compresseur à basse pression, ainsi que des turbines correspondantes, entraînées par deux arbres coaxiaux. L'air est aspiré par le compresseur à basse pression, le ventilateur, qui va diviser 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 se rejoignant ensuite à la section d'échappement. Cela signifie une consommation de carburant inférieure à celle des moteurs précédents de poussée similaire sans cette technologie, permettant au moteur de fonctionner efficacement lors de vols en haute altitude. L'utilisation dominante de cette technologie, en particulier des moteurs à haute relation de dérivation, 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 d'un moteur à contournement élevé est illustré à la figure 2.9.

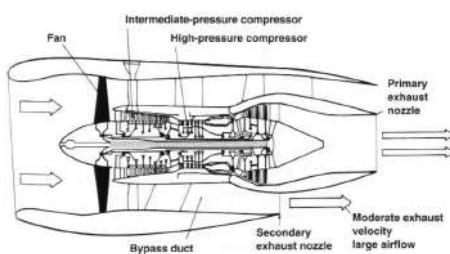


Figure 2.9 : Moteur à contournement élevé, Rolls Royce RB. 211 [6]

Le turboréacteur est un turbofan plus simple, ce qui signifie qu'il n'a pas de flux d'air dérivé. Cela entraîne une efficacité inférieure, 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 des cycles

La littérature examinée possède des informations denses et vastes sur les cycles thermodynamiques ainsi que sur leurs propriétés. Par conséquent, seule une synthèse sera présentée 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 livres suivants, où plus d'informations peuvent être trouvées dans les ouvrages *Thermodynamics: An Engineering Approach* par Çengel, Yunus A. et Boles, Michael A. et *Aérodynamique des turbines à gaz et 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 du cycle thermodynamique idéal ainsi que de l'analyse du comportement idéal des composants du turbojet. Par la suite, les équations de performance du jet sont démontrées pour compléter l'analyse d'un cycle de moteur turbojet.

2.2.1 Cycle de travail

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

Le cycle de travail commence par la prise d'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 diminuable sur le volume du débit d'air, ce qui élève ensuite la température de l'air [8]. L'air sous pression est déchargé dans 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 quantité nécessaire d'énergie d'être efficacement exploitée par la turbine [6]. En raison du travail extrait du gaz, la turbine commence à tourner, convertissant l'excédent d'énergie du gaz en puissance mécanique en générant du mouvement. Ce mouvement de rotation forcera la roue du 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, la pression et la température diminuent, tandis que le volume augmente. Enfin, le flux de gaz atteint la dernière étape, à la buse d'échappement, où le gaz est éjecté vers l'environnement à des vitesses élevées, produisant une poussée [8].

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

- 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 chambre de 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 travail d'une turbine à gaz est, en général, comparé au cycle de travail d'un moteur à piston à quatre temps en tenant compte des quatre étapes similaires de chaque moteur. Les deux moteurs initient leur cycle par la phase d'induction, suivie de la compression, de la combustion et de l'expansion. Néanmoins, toutes les étapes du moteur à piston se déroulent à l'intérieur d'un cylindre, tandis que dans un moteur à réaction, chaque composant se voit attribuer 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 à piston, où le processus de combustion a lieu dans un espace fermé. Par conséquent, le moteur à réaction est capable de faire fonctionner de grandes masses d'air avec des composants légers. À la dernière étape, la phase d'échappement, les gaz, étendus 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 courses inactives, permettant ainsi de brûler plus de carburant en une période plus courte. Étant donné que le moteur turbojet est un moteur à chaleur, plus de carburant brûlé signifie que la température de la chambre de combustion est plus élevée, entraînant ainsi 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 représenterait un défi sérieux [6].

Lorsque le gaz est évacué 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 qualifié de 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, alors qu'un système est soumis à un processus dans lequel les gradients de pression et de température sont mineurs, le processus est défini comme étant réversible en interne. Pendant ce temps, pour qu'un processus soit considéré comme réversible en externe, les changements atmosphériques qui accompagnent le processus peuvent être inversés dans l'ordre. 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 l'établissement des 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 connaître, afin de comprendre les conditions et les propriétés derrière le cycle thermodynamique idéal qui englobe toutes les turbines à gaz, en particulier le moteur turbojet.

- Processus d'écoulement permanent

Les turbines à gaz sont généralement conçues 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 d'écoulement permanent. Cela signifie que les propriétés des fluides restent les mêmes tout au long du processus. En s'écoulant dans un volume de contrôle, les propriétés des fluides peuvent varier d'un point fixe à un autre, mais restent constantes, de

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

Le principe de conservation de la masse est appliqué, stipulant que, en considérant un volume de contrôle, le taux total de masse entrant est égal au taux total de masse sortant [14]. Puisqu'il n'y a pas d'augmentation ni de réduction de la 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, 1 et 2, respectivement, le bilan de masse 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 ρ , V et A représentent la densité, la vitesse d'écoulement et la section transversale.

Dans le contexte du taux d'énergie total, 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,

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

Où l'énergie d'un fluide en écoulement, θ , est décrite comme,

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

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

L'interaction entre la chaleur et le travail est définie par un transfert de chaleur dans le système, apport de chaleur, et le travail produit par le système, sortie de travail [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 habituel de rassembler 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, comme indiqué 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.

À la suite de la conversion de l'énergie cinétique en enthalpie, la température et la pression augmentent. Ces propriétés des fluides 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 idéal. La pression de stagnation réelle diffère de la pression de stagnation isentropique car l'entropie augmente en raison de la friction du fluide [14] . En supposant que le fluide est un gaz idéal, l'enthalpie peut être substituée par la chaleur spécifique constante multipliée par la température, comme indiqué 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_0 indique la température de stagnation ou totale, en d'autres termes, la température que le gaz idéal 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.

$$\frac{P_0}{P} = \frac{T_0}{T}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [14] \quad (2.10)$$

Où, P_0 et γ sont appelés pression de stagnation et rapport de chaleur spécifique.

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 l'atmosphérique

conditions, aspiré vers le compresseur qui élève la température et la pression de l'air. L'air sous pression se dirige 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 finalisé, 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 canalisé par la buse d'échappement vers l'extérieur [16]. En revanche, 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].

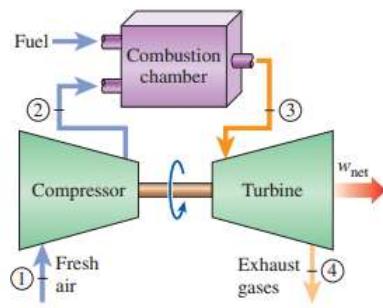


Figure 2.10 : Cycle ouvert [14]

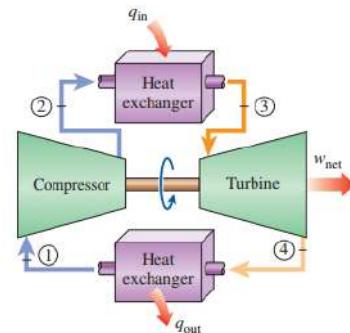


Figure 2.11 : Cycle fermé [14]

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

Le cycle de travail du moteur turbojet 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 par jet avec le cycle de Brayton correspondant.

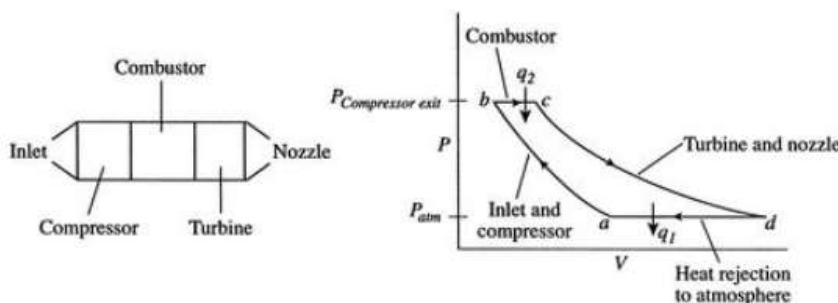


Figure 2.12 : Composants de moteur à réaction et états thermodynamiques analogues [16]

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

- a-b : Compression à l'entrée et dans le compresseur, dans un processus isentropique [16].
- b-c : Combustion de carburant à pression constante [16].
- c-d : Dans 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 de cycle est un processus permettant d'obtenir des estimations pour les 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 idéal avec une capacité thermique constante et un rapport de chaleur spécifique [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].
- Taux 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 du cycle turbojet réel est présentée dans l'Annexe D.

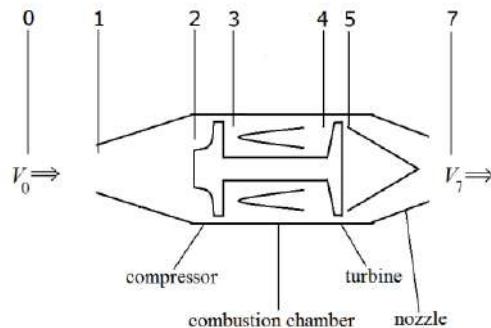


Figure 2.13 : Numérotation de la station de turboréacteur [16]

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 buse
- 7 : sortie de la buse

Analyse du Comportement Idéal des Composants

- Entrée(i)

Dans le cas idéal, lorsque le flux traverse l'entrée, il est considéré comme étant isentropique. Cela rendra l'induction, un processus avec l'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 entre la température et la pression trouvée dans l'équation 2.14.

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

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

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

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

- Brûleur/Combusteur (b)

Comme expliqué précédemment dans le cycle de travail, le processus de combustion s'exécute à pression constante, ce qui, dans le cas idéal, donne le rapport de pression, équation 2.17, et le rapport de température, équation 2.18, qui 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 une combustion complète, donc l'efficacité de combustion, η^b , est égale 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 d'énergie 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.

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

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 en réalisant un travail. Dans l'équation 2.22, le travail de la turbine par masse du débit d'air est illustré.

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

Dans le cadre du cycle idéal, l'étape d'expansion est considérée comme un processus isentropique. Ainsi, la turbine n'a aucune perte, utilisant pleinement l'énergie excédentaire due à la phase de combustion, ce qui entraîne une valeur d'efficacité égale à un [17]. La relation entre le rapport de température et le rapport 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 d'entrée est égal, c'est-à-dire que l'écoulement est isentropique, tout en passant par l'étape spécifiée [17]. Accordées ces conditions, le

Conception et Fabrication d'un moteur mini-turbojet

pression totale et la 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 turbojet dans un scénario idéal. En supposant que le gaz est calorifiquement parfait tout au long du cycle, la pression à la sortie du turbojet est équivalente à la pression ambiante, de même que le rapport carburant-air est bien inférieur à l'unité [17].

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

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

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 ($\frac{F}{m}$), 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.

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

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

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

Analyse du comportement réel des composants

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 prises en compte sont à l'entrée, à la prise d'air et à la buse de sortie, échappement. De plus, les composants sont considérés comme irréversibles, mais adiabatiques. Par conséquent, des rendements isentropiques sont supposés 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 la prise d'air. Par conséquent, la température augmente, étant plus élevée que dans le cas idéal, qui est conditionné par l'efficacité de l'entrée, η_i . Les équations 2.34 et 2.35 présentées ci-dessous permettent d'obtenir la pression et la température à l'entrée, dans lesquelles 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, l'équation 2.36 est,

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

- Compresseur

À ce stade, la compression se produit dans un processus adiabatique irréversible. Ainsi, l'association avec l'efficacité isentropique du compresseur, η_c [11]. Étant donné qu'il s'agit d'un cycle réel, la compression de l'air subit des pertes en cours de route en raison de la friction, de la turbulence et de nombreux autres facteurs défavorables, ce qui entraînera une augmentation de la température. Cette augmentation est liée à l'efficacité du compresseur, η_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

Lors de la combustion, il y a des pertes dérivées d'une combustion défectueuse, par exemple, conduction, radiation, qui sont prises en compte en introduisant l'efficacité du brûleur, η_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 la sortie de la turbine est prédéterminée pour respecter les limites matérielles. 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, l'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, λ représente le rapport entre la puissance requise pour entraîner le compresseur et la puissance disponible générée par la turbine. Les valeurs de ce paramètre varient de 75% à 85% [11].

La 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 des gaz d'échappement est calculée à partir de l'équation 2.44.

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

À partir de l'équation ci-dessus, la température des gaz 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 l'équation de la température des gaz d'échappement, 2.46, en,

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

En transformant l'équation de la vitesse des gaz d'échappement, 2.47, en,

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

Paramètres de performance du moteur à réaction

La poussée spécifique, équation 2.48, est maintenant exprimée comme,

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

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

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

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 débit d'air, c'est-à-dire de fournir la quantité requise de débit d'air au moteur. Avant que le débit d'air n'entre dans le compresseur en douceur, la buse d'entrée a accompli sa tâche en fournissant un débit 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 débit 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 la prise d'air fonctionne. Pour un nombre de Mach inférieur à 1,0, il 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 indiqué dans l'équation 2.50.

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

Considérer que le débit d'air entre dans le compresseur de manière uniforme est une présomption idéalisée, car en réalité, des composants tels que le pylône du moteur, l'aile et le fuselage s'écartent de l'idéal, ce qui affecte le débit d'air et compromet les performances de la buse d'entrée. Le vent de travers et le vortex sont des exemples de la compromission des performances de la prise d'air. Dans un scénario de vent de travers, plus il est fort, plus le risque augmente, car la vitesse à la lèvre pourrait dépasser la vitesse du son dans cette zone, mettant en danger les lames en raison de l'augmentation consécutive de la vitesse d'écoulement ajoutée par le côté au vent de la prise d'air. Un exemple de vortex est le vortex de sol.

Il peut se développer en raison du placement du moteur sous les ailes, étant ensuite absorbé par la prise d'air, ce qui pourrait avoir un impact négatif sur les performances de la prise d'air [6].

La conception de la prise d'air pour un écoulement subsonique présente une lèvre bien arrondie, comme le montre la figure 2.14, pour éviter la séparation du flux, ce qui entraîne une lèvre plus épaisse par rapport à une lèvre aigüe pour un écoulement supersonique. En ce qui concerne la section transversale de l'entrée, pour la vitesse subsonique, elle a une forme ronde ou elliptique, tandis que pour les entrées à vitesse supersonique, elles possèdent un cône central pour réduire drastiquement le flux à des vitesses subsoniques ou une prise d'air en forme rectangulaire, illustrée dans les 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 vitale pour les turbines à gaz et la responsabilité de l'assurer incombe au compresseur. Son principe est de convertir l'énergie mécanique, fournie par la turbine sous forme de travail, en énergie de pression. Ainsi, plus la conversion est efficace, meilleur est le fonctionnement global de la turbine à gaz. Pour l'améliorer, trois paramètres importants caractérisent la performance d'un compresseur : le premier, l'efficacité du compresseur, indique la perte d'énergie durant la conversion, en d'autres termes, il montre l'énergie que le compresseur nécessite pour augmenter l'énergie de pression. Le second, le rapport de pression du compresseur, est le rapport de la pression totale à la sortie du compresseur et à l'entrée du compresseur. Le troisième, le débit d'air, signifie le volume de débit d'air que le compresseur est capable de traiter dans un temps unitaire. 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

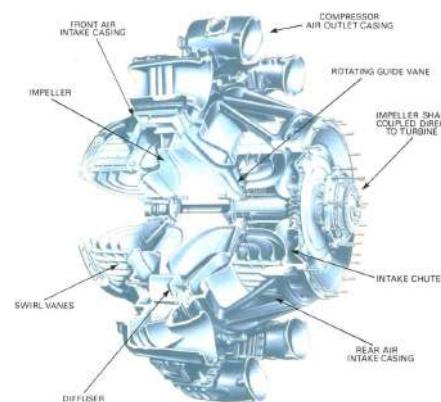


Figure 2.17 : Compresseur centrifuge [8]

Ce compresseur, figure e 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 ailes vers la pointe de la roue à aubes, ce qui change le débit d'air en une direction perpendiculaire par rapport à l'axe de rotation. L'action de la roue à aubes va accélérer 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 aile suivi d'un diffuseur à ailettes constitué d'ailes 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 la roue à aubes qui dictera la direction du débit d'air. Les différents types de roues à aubes sont illustrés dans la figure 2.18.

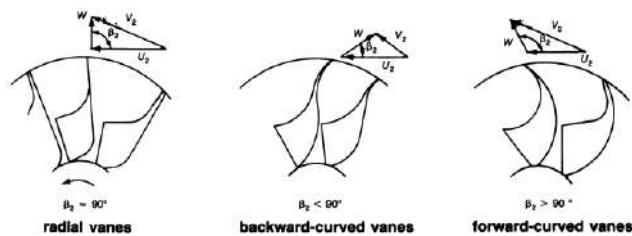


Figure 2.18 : Types de rotor [27]

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

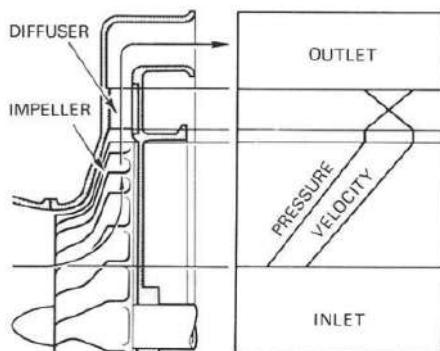


Figure 2.19 : Évolution de la pression et de la vitesse à travers le système roue à aubes-diffuseur [27]

Ce compresseur est un choix pour les petites turbines à gaz car il est plus simple, a un coût de fabrication faible et une grande stabilité, ce qui signifie une plage de fonctionnement plus étendue. 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.

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

Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity 2. No complex bending stress 3. Easy manufacturing	1. Surge margin is relatively narrow
<i>Backward-curved vanes</i>	1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number 2. Surge margin is wide	1. Low-energy transfer 2. Complex bending stress 3. Hard manufacturing
<i>Forward-curved vanes</i>	1. High-energy transfer	1. High-outlet kinetic energy = High-diffuser inlet mach number. 2. Surge margin is less than radial vanes 3. Complex bending stress 4. Hard manufacturing

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 ainsi la fabrication de moteurs à forte 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 l'écoulement 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 l'écoulement du rotor et dirige l'écoulement 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.

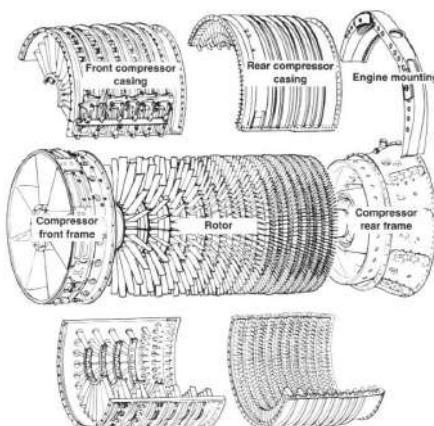


Figure 2.20 : Compresseur axial [6]

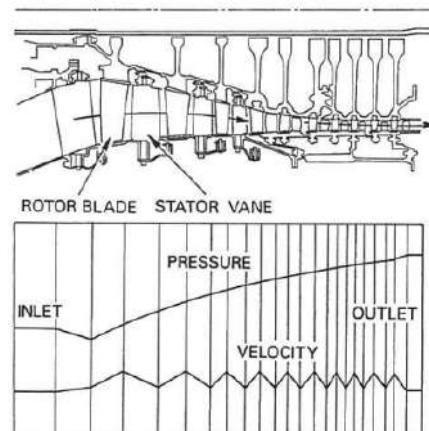


Figure 2.21 : Changements de pression et de vitesse dans un compresseur axial [8]

Une rangée d'un rotor, avec une rangée d'aubes de stator est appelée une étape. Chaque étape a une faible augmentation de pression. L'augmentation est faible en raison de l'angle de déviation des lames, et le taux de diffusion doit être limité pour éviter le détachement de l'air aux lames qui pourrait être suivi d'un décrochage des lames. Pour supprimer cet effet, des « vannes de purge » ont été créées pour libérer une partie de l'air des lames 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 étapes, que,

lorsqu'on compare au compresseur centrifuge avec la même surface frontale, il obtient des rapports de pression plus élevés, générant 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 il n'est pas nécessaire de dévier le flux car les débits d'air s'écoulent dans une direction 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 mono-bobine, comme le montre la figure 2.22. Un système multi-bobine se compose de deux ensembles de rotor ou plus, chaque rotor étant entraîné par sa propre turbine [8]. Un exemple de système multi-bobine est démontré dans la figure 2.23.

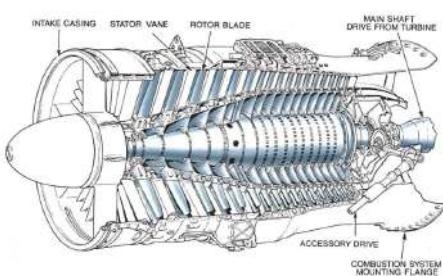


Figure 2.22 : Compresseur axial à un étage [8]

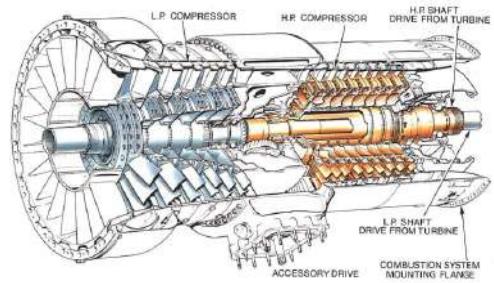


Figure 2.23 : Compresseur axial à deux étages [8]

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 énergétique est améliorée, mais cela a des limites. La carcasse a tendance à se dilater et à se déformer, rendant nécessaire une carcasse de compresseur plus lourde 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 débit d'air radial à grande vitesse provenant de la roue à aubes vers la Chambre de combustion, convertissant l'énergie de vitesse résiduelle en énergie de pression [29].

Le système de diffuseur peut être distingué entre deux types, avec lames ou sans lames. L'espace annulaire sans aubes est facilement produit et pourrait être efficace. Étant donné qu'il n'a pas de lames, l'angle correct des lames ne devient pas une préoccupation avec la conséquence de rompre l'écoulement. Cependant, le diffuseur sans aubes ne serait pas le choix approprié car le conduit d'écoulement s'élargirait, d'où la possibilité de rupture de l'écoulement. En considérant la loi de Bernoulli, l'énergie totale de l'écoulement 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 des vortex, est constante, il en résulte que l'élargissement de l'écoulement n'aurait pas l'impact souhaité sur la conversion de pression, d'où la possibilité que l'écoulement se rompe [29].

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

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

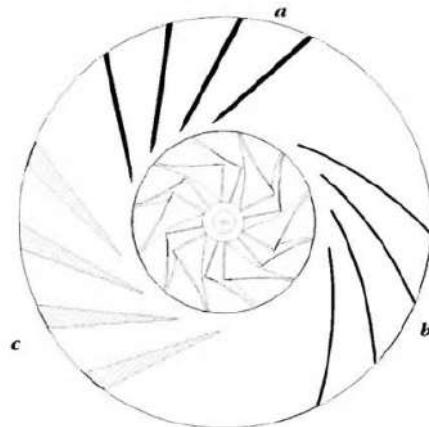


Figure 2.24 : Types de diffuseur [29]

2.3.4 Chambre de combustion

C'est dans la chambre de combustion, voir la figure 2.25, que presque toute l'augmentation de l'énergie interne se produit 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 les coûts d'exploitation et de portée [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 étendu et accéléré à travers un flux [6]. Pour que l'air soit uniformément

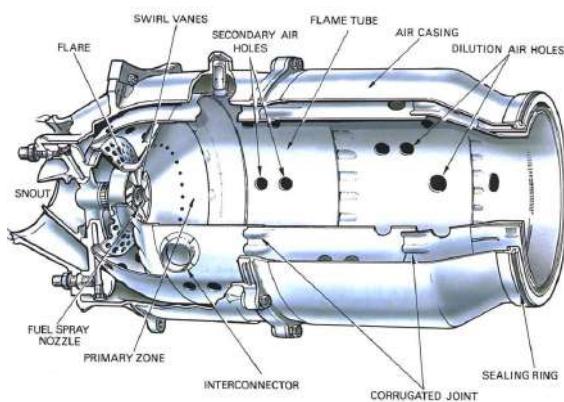


Figure 2.25 : Chambre de combustion [8]

il doit y avoir un contrôle de la température au moment de la combustion et un matériau adéquat pour résister à des 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 d'air préchauffé, qui entre dans la chambre à 250 à 550 degrés Celsius. Cependant, seulement 20 pour cent du débit d'air de masse passe à la zone primaire (où a lieu la combustion du carburant) de la chambre de combustion, à travers des aubes de tourbillon pour stimuler la recirculation des gaz chauds et de petits orifices de disque soutenant le générateur de tourbillon. Cette recirculation est créée par les aubes de tourbillon, qui appartiennent à un tout désigné comme groin, qui réduit la vitesse d'écoulement de l'air pour être dans 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 les gaz chauds pour abaisser la température avant d'atteindre la turbine [8].

Dans les trous d'air secondaires, l'air passe à travers les murs externes et internes du tube de flamme, entrant à l'intérieur, après que le flux adjacent ait traversé la zone primaire. En unissant ces deux flux, on crée une recirculation à faible vitesse, générant un vortex toroidal pour obtenir une flamme stabilisée [8].

Avec des températures aussi élevées, il serait extrêmement difficile pour un matériau de supporter et de maintenir les mêmes performances, indépendamment de la hauteur de la température. Par conséquent, pour permettre le bon fonctionnement du matériau, la chambre de combustion a été conçue pour dicter le cours du débit 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 débit d'air refroidisse les murs du tube de flamme, empêchant ainsi une surchauffe. En moyenne, pour des raisons de refroidissement, d 40 p pour cent d'un total de 60 p pour cent de l'air n'est pas utilisé pour la combustion [6]. Ensuite, un autre 20 p pour cent de l'air passe à travers les trous d'air secondaires, dans la zone de dilution, réduisant les températures des gaz chauds de 1800 à 2000 degrés Celsius avant d'atteindre la turbine [8]. La distribution de l'air à l'intérieur du brûleur est démontrée ci-dessous, dans la figure 2.26.

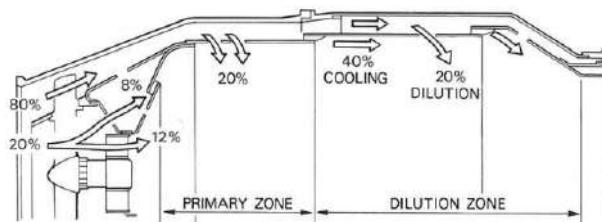


Figure 2.26 : Distribution de l'air à l'intérieur du brûleur [8]

- Chambres de combustion multiples ou chambre de combustion de type can

Il possède plusieurs chambres simples en parallèle formant un cercle autour de l'arbre central. La combustion est facilement réalisable puisqu'il suffit d'une seule ou deux allumages dans les brûleurs. Créer 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 pression égalisée [6]. Un exemple de cette chambre est montré dans la figure 2.27.

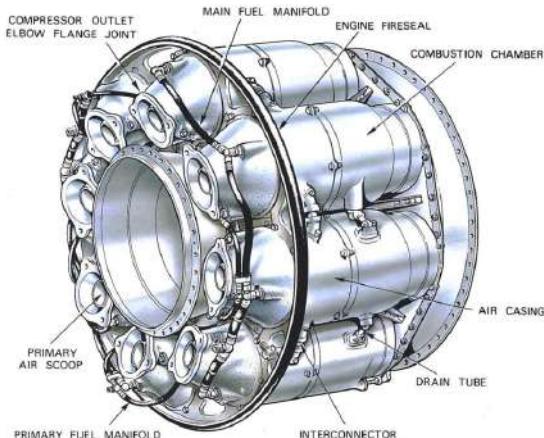


Figure 2.27 : Chambre de combustion multiple [8]

- Chambre de combustion tubo-annulaire ou can-annulaire

Apparue comme un terme intermédiaire entre la chambre de type can et la chambre annulaire, améliorant les défauts de chacune, en combinant leurs caractéristiques les plus fortes. Cette chambre de combustion, illustrée dans la figure 2.28, se distingue des chambres de combustion multiples par une carcasse extérieure entourant les plusieurs chambres pour l'alimentation en air secondaire, devenant ainsi plus mécaniquement stable qu'auparavant. Cette amélioration a permis une utilisation plus efficace de l'espace disponible [6].

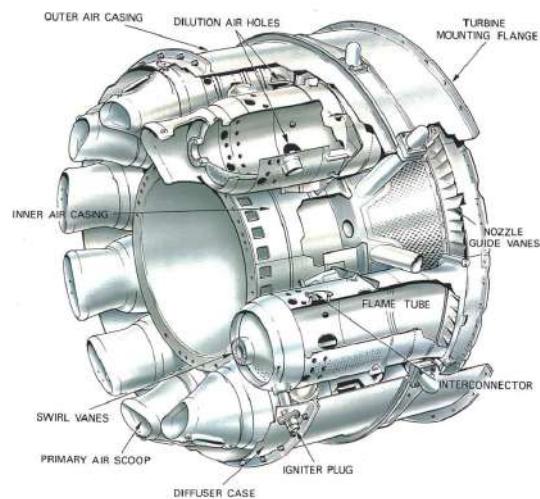


Figure 2.28 : Chambre de combustion tubo-annulaire [8]

- Chambre de combustion annulaire

Il s'agit d'un tube de flamme unique, démontré dans la figure 2.29, sous une forme annulaire, qui utilise plus efficacement l'espace volumétrique, permettant un processus de combustion uniforme. Sa conception plus simple entraîne une réduction bénéfique du poids total, puisque l'énergie développée par les brûleurs est la même, avec 25 % de longueur en moins. Par conséquent, cela impacte le coût de production en le diminuant [8].

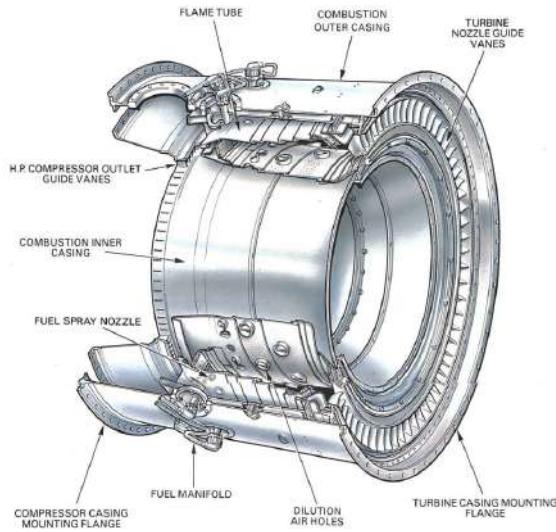


Figure 2.29 : Chambre de combustion annulaire [8]

2.3.5 Turbine

La turbine est un composant principal du générateur de gaz, qui entraîne le compresseur. Sa priorité fonctionnelle 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 lames. 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 d'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 écoulement axial en raison du débit massique d'air plus élevé. Ce type de turbine se caractérise par un ensemble d'un stator et d'un rotor, dans cet ordre respectif. Un stator est une buse stationnaire avec des aubes directrices de section profilée qui ajuste l'écoulement 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. Suivi d'une roue tournante qui utilise l'énergie cinétique pour créer du mouvement [8].

Pour que l'extraction d'énergie soit réussie, les pales de turbine induisent un tourbillon dans l'écoulement de gaz afin d'obtenir un travail uniforme sur toute la longueur des pales. La conception des pales aura un effet sur l'écoulement expulsé de la turbine, se transformant en un écoulement plus 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 affectera le nombre d'étapes dans une turbine. Bien que le nombre d'étapes à ajouter dépende non seulement de la demande de puissance, mais aussi de la vitesse de rotation, du diamètre de turbine maximal autorisé et du nombre de roues de compresseur. Par exemple, les moteurs avec un taux de compression élevé ont généralement deux arbres pour entraîner le compresseur basse et haute pression [6].

Le mouvement de rotation provoque des contraintes dans le disque de turbine qui s'accumulent 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, dans les vitesses des lames, est constitué de superalliages à base de nickel en raison de leur haute résistance à la fluage et à la résistance à haute température [30]. Néanmoins, des efforts sont déployés pour prévenir et gérer les pertes dans n'importe quelle partie et le fonctionnement de la turbine. Cependant, il est extrêmement difficile de prévenir des pertes telles que la friction, le détournement du flux ou le jeu de 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 dans la figure 2.30, est similaire à une roue à eau qui extrait de l'énergie du flux de gaz par l'impact du gaz sur les pales de turbine. Le gaz s'écoule par les aubes de guidage de buse, sortant avec une vitesse plus élevée, diminuant la pression et la température. Dans l'étape du rotor, le flux accéléré impactera les aubes de rotor, réduisant la vitesse en raison de l'énergie transmise du gaz aux lames. Cet échange de moment entraînera la rotation de la roue.

[6].

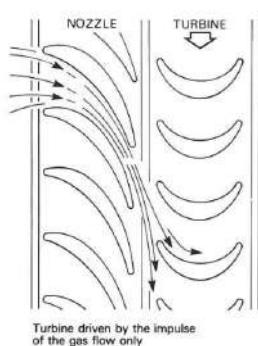


Figure 2.30 : Turbine à impulsion [8]

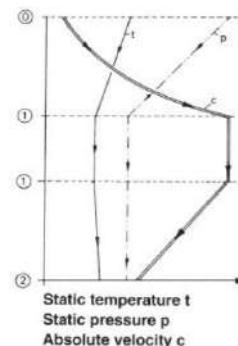


Figure 2.31 : Variation des propriétés tout au long de [8]

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. Par la suite, au cours de la phase un, alors que le gaz quitte les aubes de guidage de buse et atteint les aubes de rotor, la température, la pression et la vitesse restent constantes. Il passe ensuite au chemin des aubes de 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 la température en raison de la friction [8].

La turbine à réaction ne diffère pas beaucoup de la turbine à impulsion. La différence réside dans les aubes de rotor. En d'autres termes, le chemin des aubes de rotor, en raison de la conception de l'aile, 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 lames, 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 moins importante de la température et de la pression que dans la turbine à impact.

2.3.5.2 Radiale

Depuis la première utilisation dans un vol de moteur à réaction, à la fin de 1930, jusqu'à l'utilité des turbocompresseurs, la turbine à flux radial est utilisée à diverses fins, par exemple, les expulseurs de liquéfaction de gaz dans l'industrie pétrochimique, les petites turbines à gaz qui fournissent de l'énergie aux hélicoptères ou comme unités de génération [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 écoulement axial. De plus, le coût de sa fabrication est inférieur à celui d'une turbine axiale à une 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 écoulement radial est divisée en deux types :

- Turbine à écoulement radial en porte-à-faux

Cette turbine, observée dans la figure 2.32, est similaire à une turbine à faible réaction ou à impulsions 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 des lames en porte-à-faux à deux dimensions. Les faibles valeurs d'efficacité et les complications de fabrication expliquent leur utilisation rare [27].

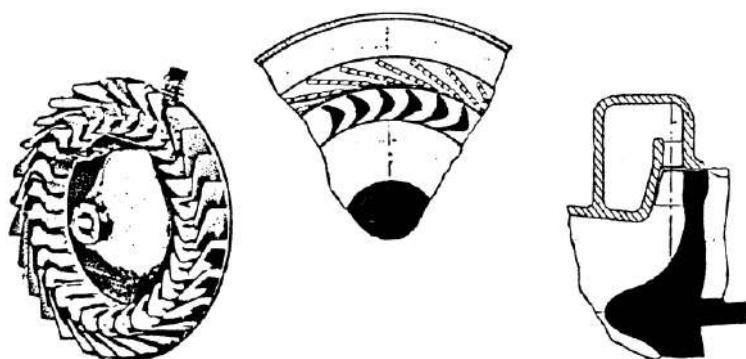


Figure 2.32 : turbine à écoulement radial en porte-à-faux [27]

- turbine à écoulement mixte à écoulement radial

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

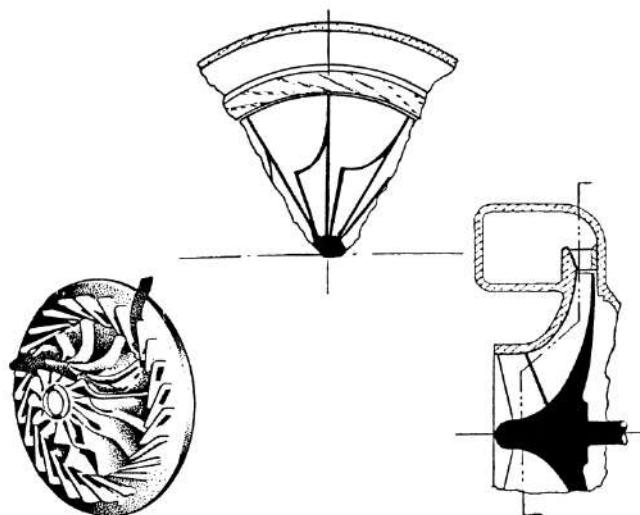


Figure 2.33 : Turbine à flux radial mixte [27]

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 en fonction des performances requises et prend différentes formes. En ce qui concerne la conception, trois types sont distingués :

- Buse convergente

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

- Buse divergente

La surface de section augmente, atteignant sa taille maximale à la sortie. Cela provoque l'élargissement du flux de fluide à travers la buse, ralentissant l'écoulement [31].

- Buse convergente-divergente

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

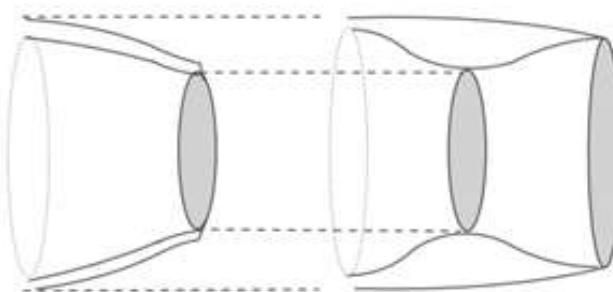


Figure 2 .34 : Buse convergente-divergente

2.3.7 Système de carburant

2.3.7.1 Carburants

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

Les carburants les plus appropriés pour les moteurs turbojets de petite taille sont les carburants gazeux, en particulier le propane ou le butane. En plus de ces gaz, l'utilisation de méthanol pourrait être envisagée, bien que sa faible densité énergétique soit un inconvénient 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 tests statiques ou le travail de développement [10]. Malgré les avantages, ce gaz nécessite un réservoir sous pression avec un volume deux fois supérieur 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.

Table 2 .2 : Carburants [29]

SPECIFICATION OF POSSIBLE MODEL JET ENGINE FUELS					
	Diesel	Petrol	JP1/Jet A	JP4	Propane
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 ⁽¹⁾
H _m [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	16.5
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	42
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380
(5 Minutes, 30 N Thrust) ⁽²⁾					2,080
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High
Price (€/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7

(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)

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 réelle, 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 s'écoule, 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 tube accroché unique. 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.

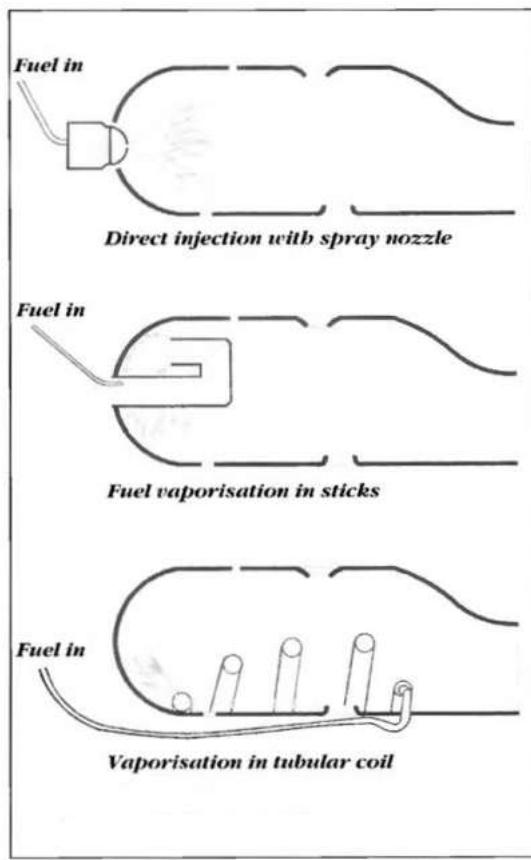


Figure 2.35 : Modes d'injection de carburant [29]

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. Bien que le créateur considéré du turbocompresseur soit un ingénieur suisse, Alfred Büchi, qui a breveté son invention en 1915, comme le montre la figure 2. 36 [32].

This l'appareil est composé d'un compresseur et d'une turbine reliés par un arbre commun, forçant l'air à passer à travers le moteur.

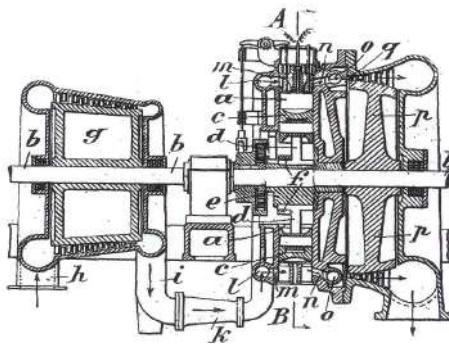


Figure 2.36 : Turbocompresseur, Brevet d'Alfred Büchi [32]

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

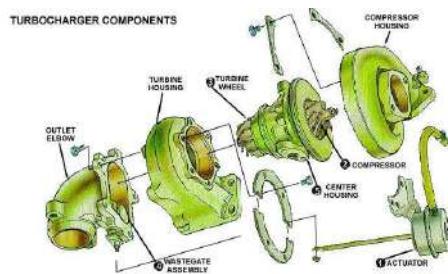


Figure 2.37 : Composants de turbochargeur

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

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

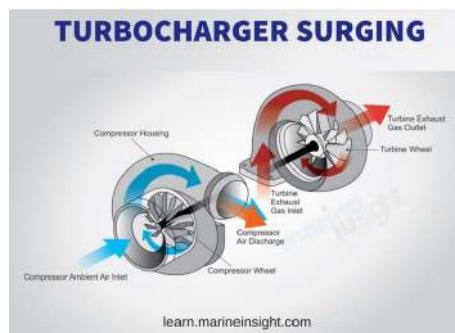


Figure 2.38 : Travail du turbocompresseur [35]

Le développement d'un turbocompresseur implique la conception des lames de compresseur et de turbine ainsi que de leurs carters. Les conceptions des lames sont analysées en CFD, dynamique des fluides computationnelle, pour comprendre comment l'air s'écoule. En ce qui concerne la conception des carters, l'écart entre le rotor doit être suffisamment petit pour que le rotor puisse conduire le débit d'air. Sinon, il y a un risque que l'écoulement glisse

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

En général, si des informations supplémentaires sont nécessaires concernant un turbocompresseur spécifique, le fabricant dispose d'un tableau décrivant les performances du compresseur du turbo, qui inclut le rapport de pression, le débit massique, la vitesse du turbo et les régions d'efficacité. Le tableau, appelé carte du compresseur, fournit des détails importants, permettant de connaître 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 tableau. Juste en dessous, se trouve une brève explication des caractéristiques observées [34].

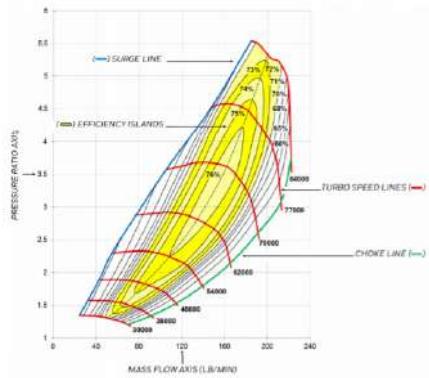


Figure 2.39 : Exemple d'une carte du compresseur [34]

- 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 surpression : trace la ligne qui distingue un fonctionnement stable, situé du côté droit de la ligne, d'une région d'instabilité d'écoulement qui pourrait entraîner une défaillance précipitée du turbo, causée par une forte charge de poussée [34].
- Ligne de colmatage : est la ligne séparant le débit massique maximum que le compresseur peut traiter, du côté gauche de la ligne, de l'incapacité du compresseur à traiter l'écoulement en raison des vitesses soniques atteintes, au rotor, à l'entrée par l'écoulement, empêchant l'augmentation du débit [34].
- îlots d'efficacité : régions concentriques sur la carte du compresseur qui correspondent à l'efficacité du compresseur différenciée par la taille des régions. Plus la région est petite, plus l'efficacité est élevée [34].

La carte du compresseur obtenue pour cette thèse est illustrée dans la figure 2.40, bien qu'elle ne soit pas le 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 du compresseur du modèle turbo, RHB31 V ZZ21, similaire au turbo IHI RHF F3 [36].

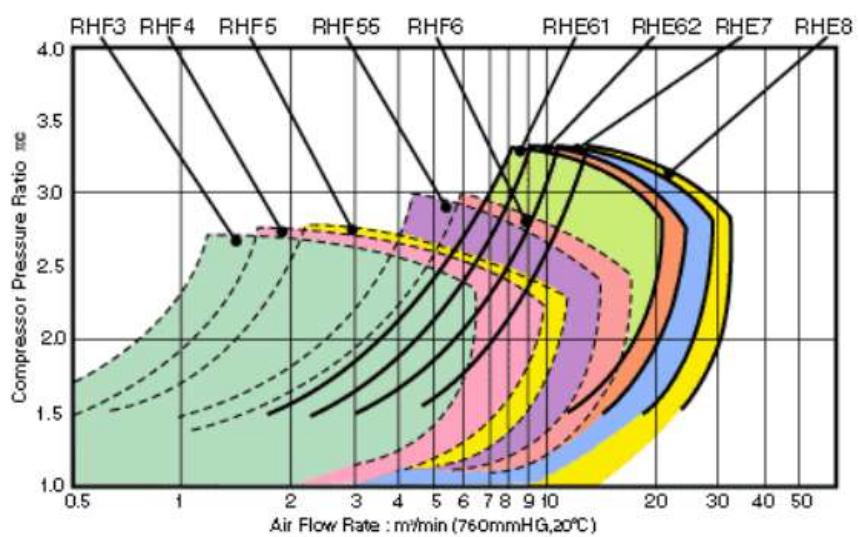


Figure 2.40 : Carte du compresseur RHB31V ZZ21 [36]

Chapitre 3

Méthodologie

Ce chapitre souligne comment le processus de conception et de fabrication de chaque composant du mini-turbopropulseur a été réalisé. Il décrit chaque composant du moteur, en 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 dans la figure 3.9, trouvée 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 afin d'offrir un meilleur taux de compression et une efficacité accrue. 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. Étant déjà acheté, ce compresseur a été utilisé pour développer cette thèse.

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

Les dimensions de base telles que l'épaisseur de la base, la hauteur de la roue à aubes 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 flasque d'entrée

Cette pièce est le couvercle du moteur du côté du compresseur qui fixe le diffuseur à la carcasse extérieure. Elle a été conçue sur la base du projet de l'Institut polytechnique de Worcester [37], en adaptant sa taille selon les dimensions du carénage de compresseur et de la carcasse extérieure de ce moteur, afin que la conception s'intègre dans la carcasse extérieure avec un très petit jeu. De plus, les trous de boulons

ont été réalisés pour être alignés avec les trous du diffuseur et de la carcasse extérieure, 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, en raison du fait que ce matériau a été pris d'un bloc moteur de rechange.

3.1.3 Carénage de compresseur

Ce composant a été conçu en fonction du diamètre des ailes du diffuseur, afin de ne pas surdimensionner le carénage et d'aligner les trous des vis avec les trous des ailes du diffuseur. Ensuite, on a procédé 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 rendements tolérables [29].

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

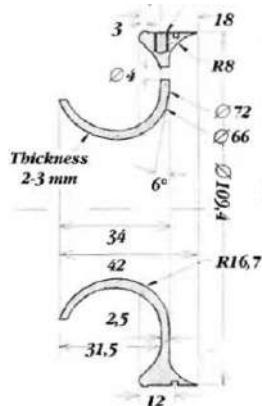


Figure 3.1 : Carénage de compresseur [29]

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. Malheureusement, 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 du diffuseur : sans aubes ou avec aubes, et, s'il est à aubes, de décider entre des lames droites, courbées vers l'avant ou en forme de coin. D'après les exemples observés dans la littérature, il a été choisi de concevoir un diffuseur à aubes en forme de coin en tenant compte des boulons de fixation, qui permettent au carénage 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 pale axiale, affiché dans la figure 3.2 et 3.3.

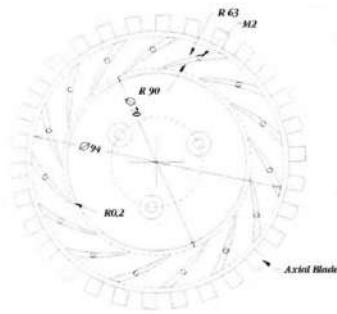


Figure 3.2 : Diffuseur [29]

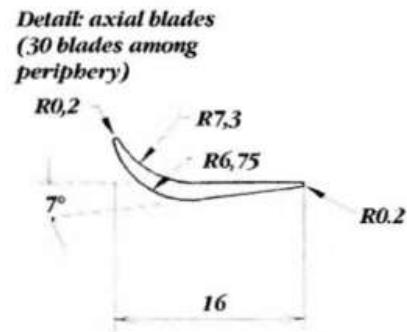


Figure 3.3 : Profil de pales de diffuseur [29]

3.1.5 Arbre et carter d'arbre

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

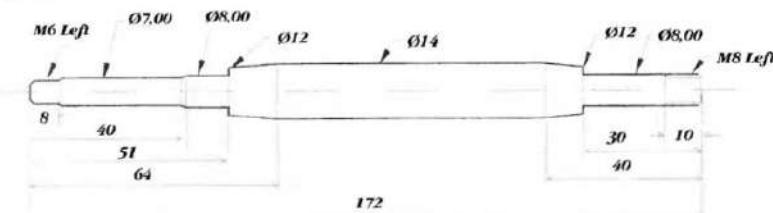


Figure 3.4 : Arbre [29]

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

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

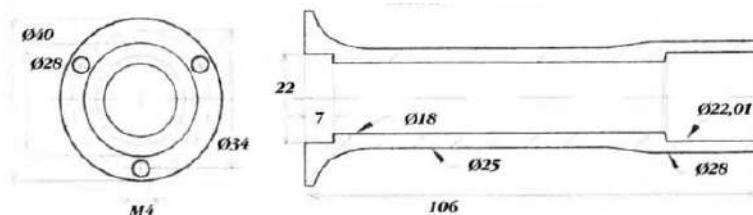


Figure 3.5 : Carter d'Arbre [29]

L'aluminium est le matériau dont est constitué le carter d'arbre, mais son type n'est pas faisable à déterminer puisqu'il a été retiré d'un bloc moteur de rechange.

3.1.6 Chambre de combustion

La conception de la chambre de combustion qui a été considérée comme optimale était une chambre annulaire. En accord avec la littérature examinée, cela semblait être le meilleur choix en raison de sa conception simple et de sa praticité, en d'autres termes, cela faciliterait le processus de fabrication par rapport aux autres types. De plus, la conception du combusteur provient généralement de données empiriques et, puisque l'objectif n'est pas d'améliorer une conception, le choix d'une chambre de combustion qui avait réussi à remplir son rôle était le choix le plus judicieux à faire. 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 se compose d'une tôle en acier inoxydable de 0,5 mm d'épaisseur façonnée en tube avec le diamètre souhaité et une série de trous de différents diamètres. Les figures 3.6 et 3.7 ci-dessous démontrent la conception de la chambre de combustion sur laquelle on s'est appuyé [29]. La chambre de combustion

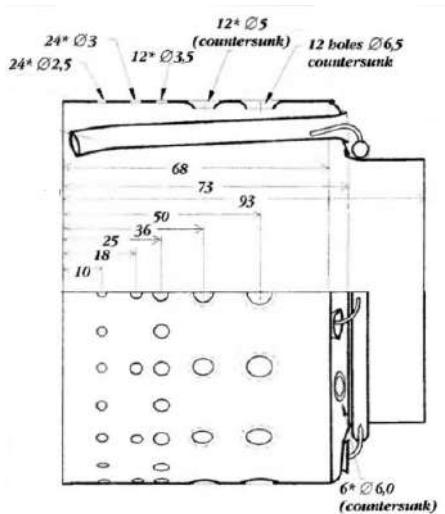


Figure 3.6 : Tube de flamme externe [29]

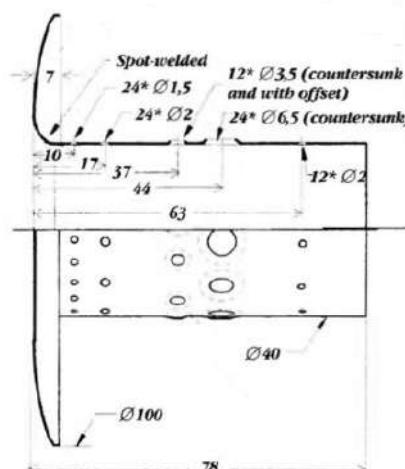


Figure 3.7 : Tube de flamme interne [29]

il y a deux tubes, un tube plus petit qui s'insère à l'intérieur du plus grand. Les diamètres des trous et la distance entre les trous ont été réduits à une taille et une distance adéquates, concernant 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. D'après les petites turbines à gaz observées, la conception est, presque, la même. Par conséquent, un anneau d'injecteur a été conçu, avec un diamètre adéquat, pour la chambre de combustion conçue. L'anneau d'injecteur est placé sur le côté intérieur de la chambre de combustion du côté de la turbine et possède divers injecteurs correspondant à chaque tube de vaporisation. Le carburant provient d'une source externe qui est connectée à un tube traversant la carcasse extérieure jusqu'à la chambre de combustion, où il est également relié à l'anneau d'injecteur. 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 volets de guidage de buse

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

affectée. La plupart des conceptions du système 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 sur la base 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 carter d'arbre. L'idée était d'emboîter le tube de flamme externe avec les aubes de guide de buse, où le distributeur de carburant serait fixé dans une bride, au tube de flamme interne.

3.1.9 Turbine

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

3.1.10 Buse d'échappement

Ce composant est responsable de la génération de la poussée. Bien que cette dissertation n'ait 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 démontre 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 tôle en acier inoxydable d'une épaisseur de 0,5 millimètre.

[29].

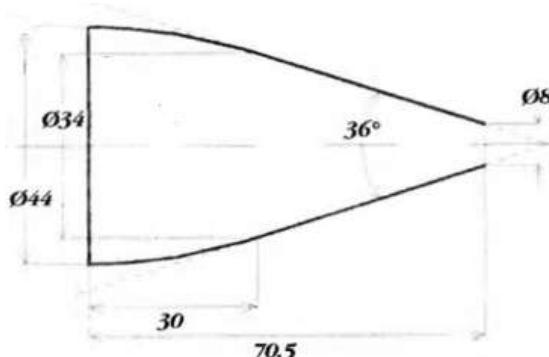


Figure 3.8 : Buse d'échappement [29]

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 haute température 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 étant résistants à haute température car, plus le tr/min est élevé, plus la température du roulement sera [40]. Pour un fonctionnement adéquat des roulements, il doit y avoir un système de lubrification, qui doit être créé en mettant en œuvre deux tubes fins en acier inoxydable sur le carter 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 l'extérieur

carter d'arbre et ensuite, derrière le diffuseur, inséré dans le carter d'arbre.

L'injection de carburant se fait par un tube de carburant qui va, depuis l'anneau de distribution de carburant à travers le côté turbine de la carcasse, jusqu'à la source de carburant externe. À l'anneau de distribution, le carburant passe ensuite aux 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 Carcasse extérieure

La dernière partie de ce moteur consiste en un tube en acier inoxydable d'une épaisseur de 0,5 millimètre.

[29]. Du côté du compresseur, des trous ont été réalisés pour permettre le passage des boulons à travers la carcasse, atteignant le diffuseur. Les boulons ont été vissés, fixant la carcasse extérieure avec le diffuseur. À l'autre extrémité, la carcasse extérieure est fixée aux aubes de guide de buse. La conception 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, la carcasse extérieure 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 de jet de modèle, 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 flasque d'entrée, le carénage de compresseur et le diffuseur. La production de ces pièces a été réalisée, avec l'aide du FABLAB de l'UBI, laboratoire de fabrication, sur la machine de fraisage CNC à 5 axes. Il a été jugé préférable 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 machines de fraisage manuelles. Pour que la machine de fraisage CNC à 5 axes produise le composant souhaité, un fichier au format .stp obtenu à partir 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 opérationnelle extrêmement faible. Cependant, le carter 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 machine de perçage vertical, d'un tour, d'un rouleau et d'une machine à jet d'eau. La machine à jet d'eau a d'abord été utilisée pour découper les pièces conçues pour chaque composant. Les pièces ont été découpées dans une tôle en acier inoxydable, par conséquent, les composants conçus devaient être dessinés dans leur forme plane, qui, par la suite, ont été travaillés pour obtenir la forme désirée. L'action suivante consistait à percer les trous dans les pièces planes, appartenant au tube de flamme interne et externe, ainsi qu'à la chambre de combustion. Les perceuses ont été réalisées à l'aide d'une machine de perçage vertical.

« Les rondelles plates » seront fixées, par la suite, aux composants respectifs, spécifiquement, le système de vanne de guidage de buse, l'extrémité arrière de la chambre de combustion et le carter. La prochaine étape à réaliser était de mouler les pièces plates de la chambre de combustion, du système de vanne de guidage de buse et du carter au diamètre requis. Arrivant 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 moteur mini-turbojet

d'une conception de croquis en deux dimensions, 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, comme le montre la figure 3.9.

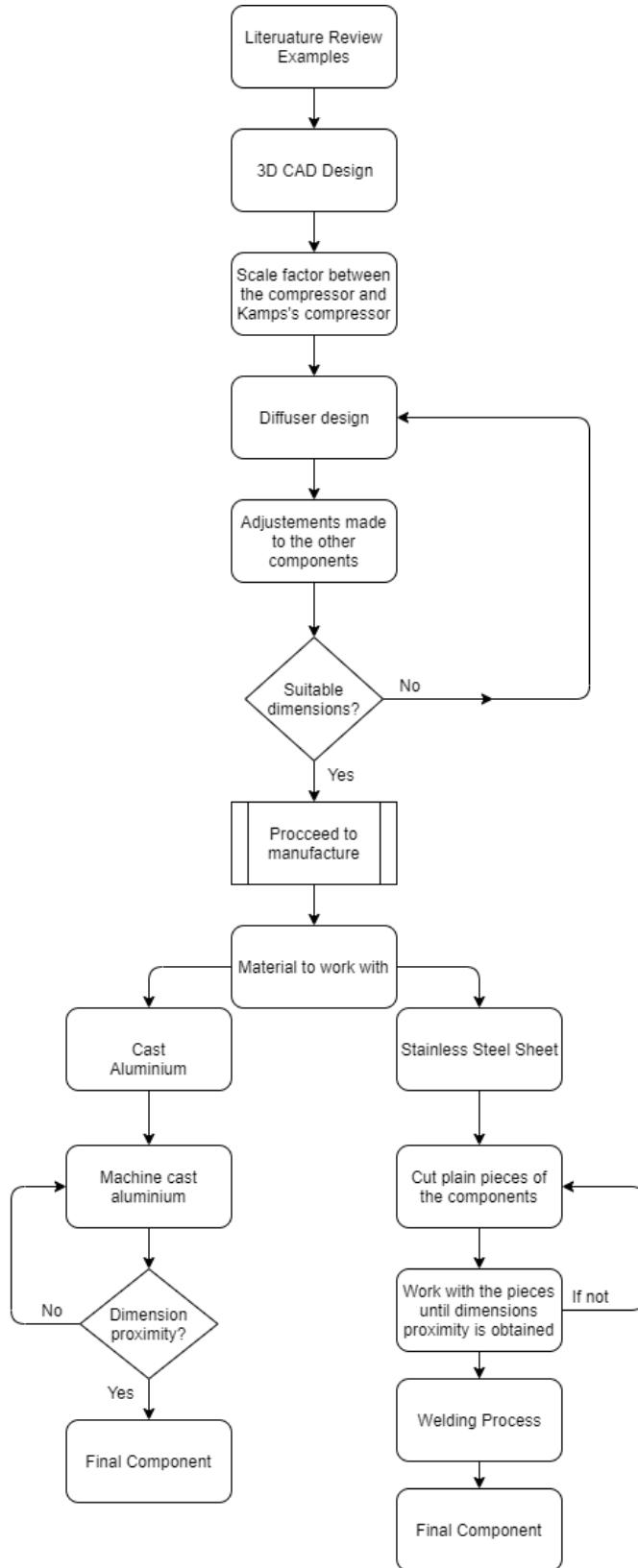


Figure 3.9 : procédure de conception de diffuseur

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 profondeur, ainsi que la manière dont ils ont été usinés.

4.1 Résultats de dimensionnement

Les dimensions finales du petit turboréacteur sont décrites avec la conception de l'assemblage, dans les Annexe B et C. Le dimensionnement, comme cela a été indiqué précédemment, a été exécuté par la comparaison de données empiriques, dans lesquelles il a été comparé et adopté à cette conception. Il y a certaines pièces qui n'ont pas suivi le facteur d'échelle, précisément, 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 mini-turbojet

La conception des composants de cette petite turbine à gaz a été brièvement expliquée dans le chapitre 3 précédent, tandis que 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 esquisssé par l'utilisation du logiciel CATIA V5R18 , propriété de Dassault Systèmes.

4.2.1 Compresseur

La conception du compresseur était un défi à comprendre et a été tentée d'être dupliquée dans le logiciel CATIA, en déviant le moins possible de ses dimensions physiques. Pour commencer, la base du compresseur a été dessinée comme montré dans la figure 4.1. Suivant l'opération CAO de l'arbre, le profil des ailes du compresseur a été dessiné, d'un point de vue visuel, comme rencontré dans la figure 4.2. Enfin, un solide multi-section a été appliqué pour créer les ailes 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 dans la figure 4.3.

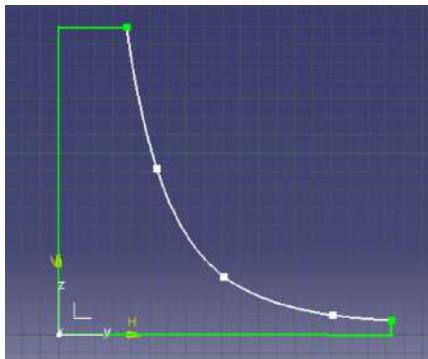


Figure 4.1 : Fonctionnement de l'arbre CAO de compresseur

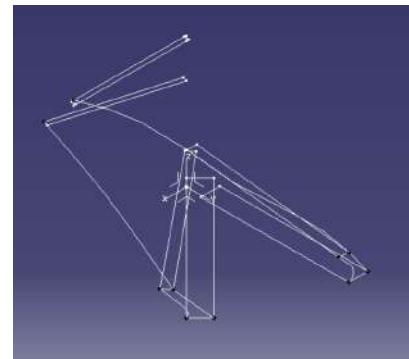


Figure 4.2 : Croquis des ailes CAO de compresseur

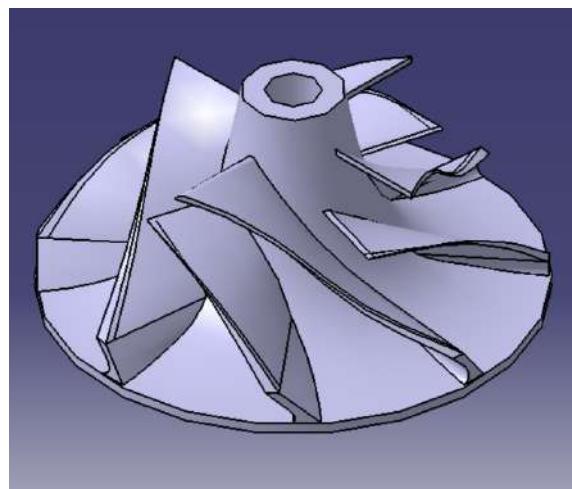


Figure 4.3 : Vue CAO de compresseur

4.2.2 Flasque d'entrée

La conception de ce composant était simple et directe. Pour commencer, le croquis a été conçu, en respectant la dimension du carénage de compresseur, afin qu'il s'adapte correctement. De plus, un espace suffisant a été prévu pour l'accouplement du diffuseur et de la carcasse extérieure. Le croquis de la flasque d'entrée, figure 4.4, a été appliqué dans une opération sur l'arbre, le façonnant au solide démontré dans les figures 4.5, 4.6 et 4.7, accompagné de trous pour le fixer au diffuseur (côté avant) et à la carcasse extérieure.

(vue de côté). Une vue isométrique de la pièce conçue est illustrée à la figure 4.8.



Figure 4.4 : Vue CAO de compresseur

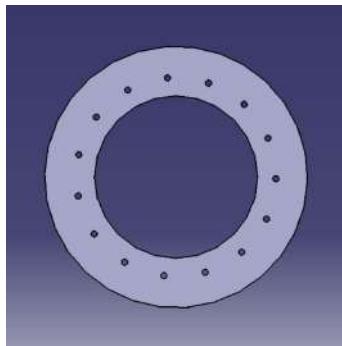


Figure 4.5 : Vue de face de l'entrée

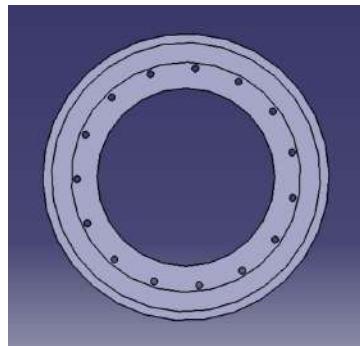


Figure 4.6 : Vue arrière de l'entrée



Figure 4.7 : Vue latérale de l'entrée

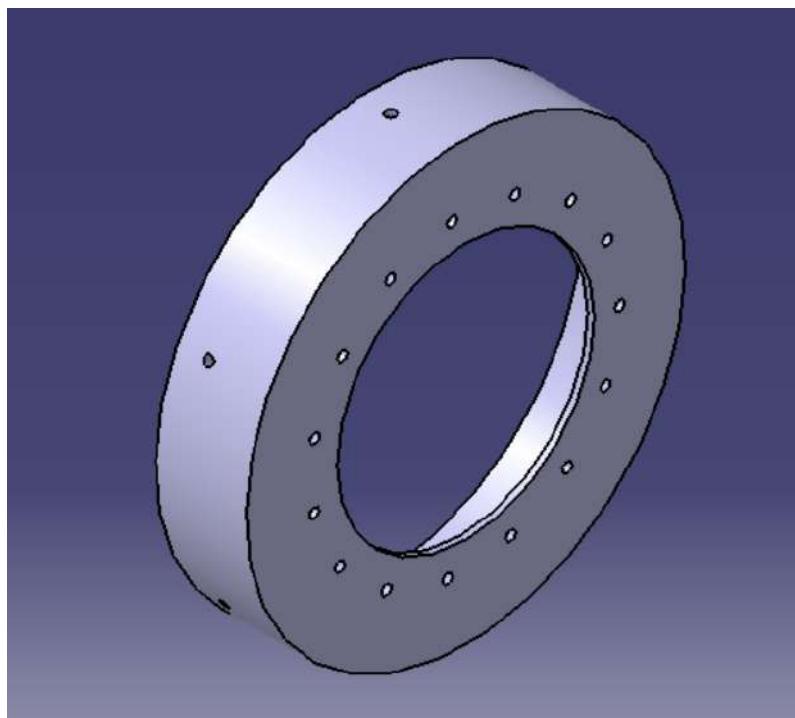


Figure 4.8 : Vue isométrique de l'entrée

4.2.3 Carénage de compresseur

Cette conception est basée sur les diamètres de l'exducteur et de l'inducteur du compresseur. Elle a été conçue en appliquant le solide multi-section, en utilisant les croquis présentés à la figure 4.9. Les circonférences intérieures ont été dessinées en tenant compte des 0.3 m millimètres de jeu de tolérance entre le rotor et les parois intérieures du carénage de compresseur. Les circonférences extérieures ont été conçues, lors de l'application du solide multi-section et de la fonction de suppression de solide, pour garantir les 2 millimètres d'épaisseur recommandés [29]. La hauteur des circonférences a été dessinée par rapport à la hauteur des lames du compresseur et à 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 que le produit solide a été conçu, avec le diamètre correct pour la fixation au diffuseur. La conception du carénage de compresseur est montrée à la figure 4.13 avec la vue de côté, figure 4.11, et la vue arrière, figure 4.12.

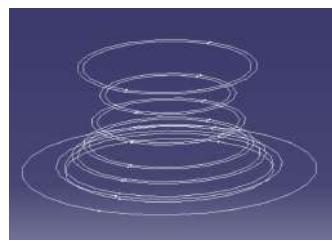


Figure 4.9 : Croquis du carénage de compresseur

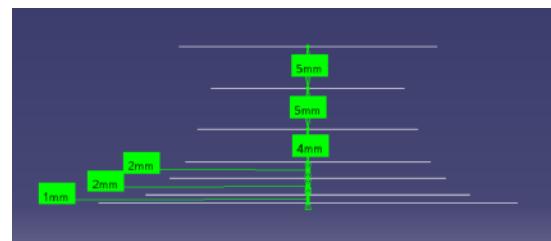


Figure 4.10 : Hauteur des plans de conception du carénage de compresseur



Figure 4.11 : Vue latérale du carénage de compresseur

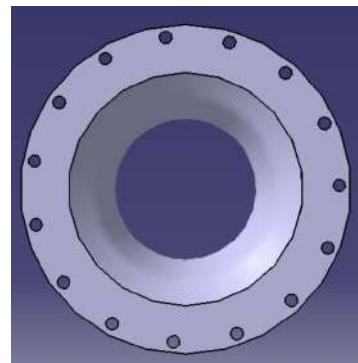


Figure 4.12 : Vue arrière du carénage de compresseur

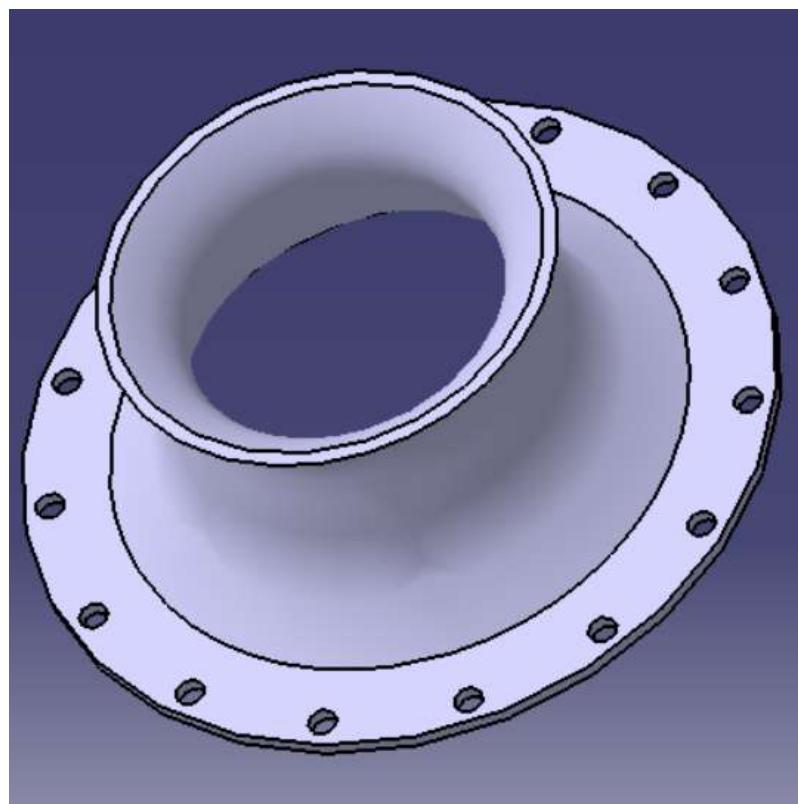


Figure 4.13 : Vue isométrique du carénage de compresseur

4.2.4 Diffuseur

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

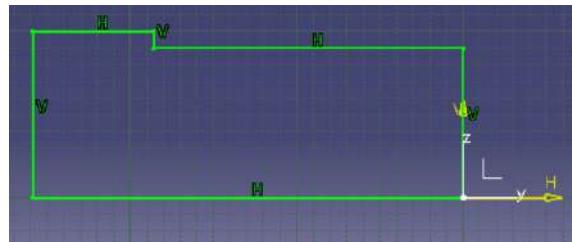


Figure 4.14 : base de diffuseur

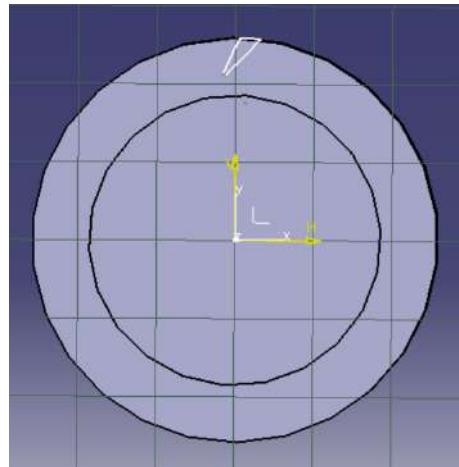


Figure 4.15 : pale de diffuseur en forme de coin

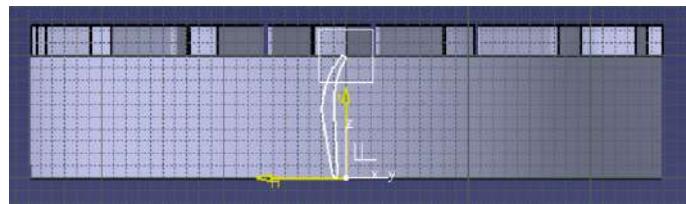


Figure 4.16 : profil aérodynamique de pale axiale de diffuseur

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

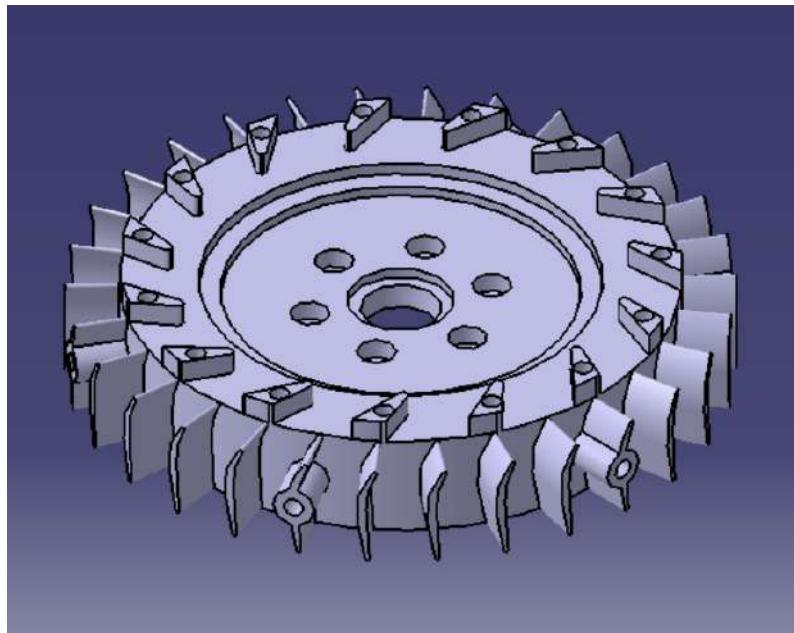


Figure 4.17 : Vue isométrique du diffuseur

4.2.5 Arbre et Carter d'Arbre

Le carter d'arbre a été le premier à être conçu en conséquence des conceptions achevées du NGV, de la chambre de combustion et du diffuseur. L'objectif était uniquement de concevoir une structure rigide reliant le NGV au diffuseur, en respectant la conception générale des autres structures de carter, utilisées pour la construction d'un turboréacteur de petites dimensions. Dans un premier temps, 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 la conception réfléchie, le croquis a été réalisé. Il se compose de deux anneaux épais, reliés par une tige compacte, conçue par l'utilisation de l'opération de l'arbre. Cette opération a été mise en œuvre dans le croquis illustré dans la figure 4.18.

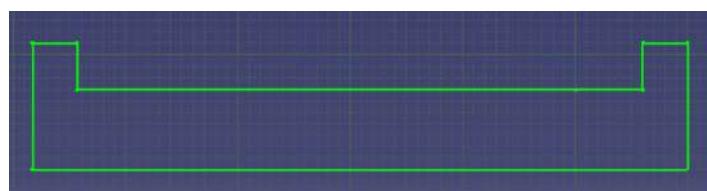


Figure 4.18 : Croquis du carter d'arbre

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

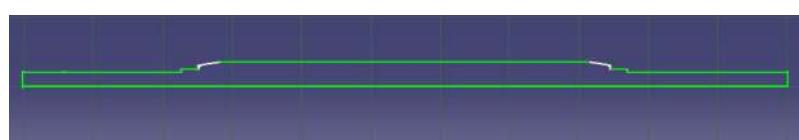


Figure 4.19 : Croquis de l'arbre

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. Par la suite, la conception du composant réel a été complétée, comme indiqué dans l'Annexe C.

4.2.6 Chambre de combustion

Cette partie est simple à décrire, composée de deux tubes avec un total de 132 trous, dont 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 réaliser a été d'obtenir le diamètre du tube de flamme externe et sa longueur. Pour le tube de flamme interne, la même procédure a été suivie, bien que, pour sa conception, ait été ajoutée la couverture pour une extrémité de la chambre de combustion, ainsi que le support pour l'anneau de distributeur de carburant. La conception a été finalisée grâce à l'utilisation de l'opération de l'arbre, basée sur leurs croquis initiaux, démontrés dans la figure 4.44 et la figure 4.43. Le support pour l'anneau de distributeur de carburant a également été ajouté à la conception, avec un diamètre approprié pour être ensuite soudé, démontré dans la figure 4.22 avec une vue d'ensemble du tube de flamme externe, figure 4.23.

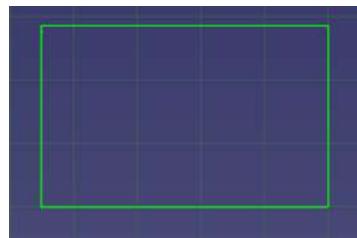


Figure 4.20 : Croquis du tube de flamme externe

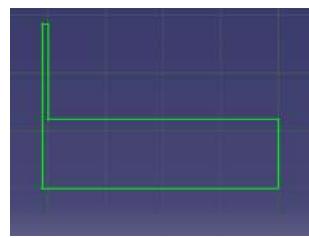


Figure 4.21 : Croquis du tube de flamme interne

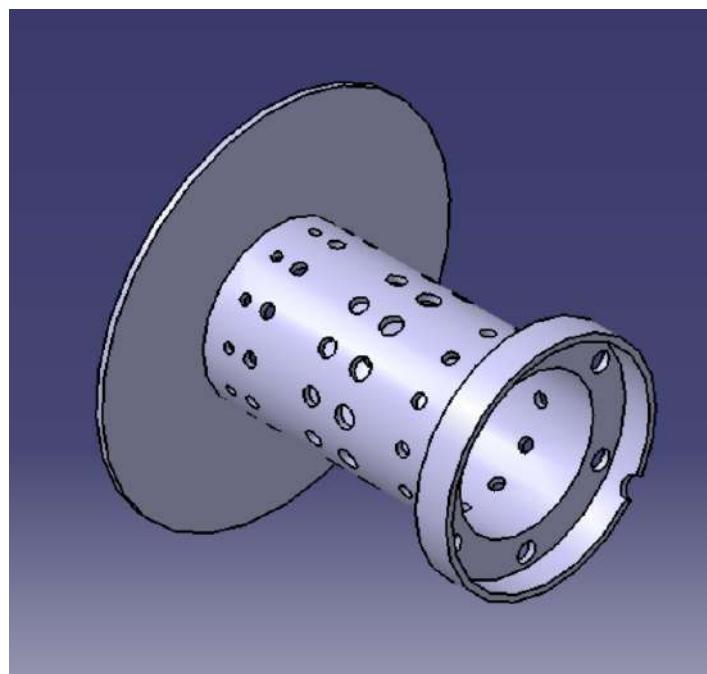


Figure 4.22 : Vue isométrique du tube de flamme interne

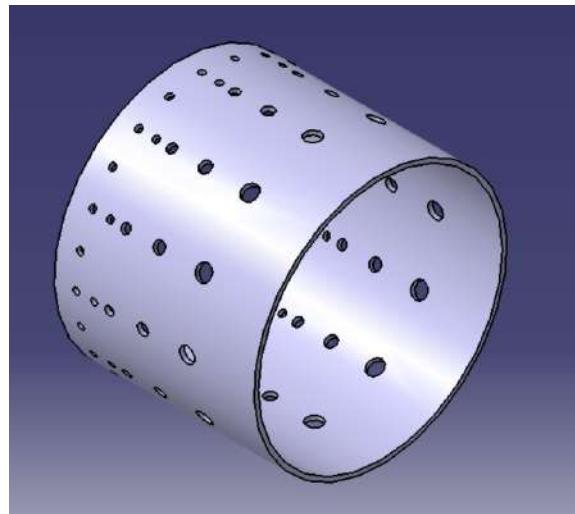


Figure 4 .23 : vue isométrique du tube de flamme externe

4.2.7 Distributeur de carburant

Cette conception a commencé par le dessin d'un tube, d'un diamètre de 3 millimètres. Une fois le tube créé, des 6 aiguilles ont été réalisées, en utilisant la fonction de pad et de poche du logiciel CAO, pour la distribution de carburant vers les tubes de vaporisation. Les aiguilles sont une représentation similaire des réelles, utilisées par la suite pour la construction du petit turboréacteur. Une image de l'anneau de carburant est présentée dans la figure 4.24.

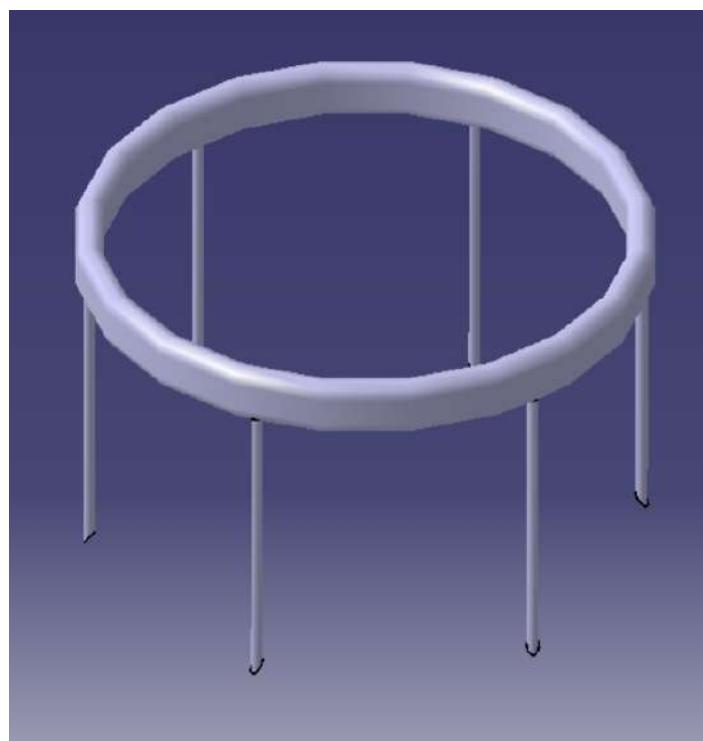


Figure 4 .24 : Anneau de carburant

4.2.8 Système de guide de buse

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

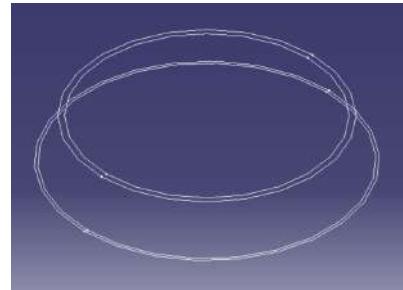


Figure 4.25 : Système NGV

La conception des pales de turbine était similaire au processus de conception des lames du compresseur et des pales 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 relié à une rondelle. La rondelle est la dernière pièce conçue, positionnée pour être alignée avec la partie supérieure environnante du système NGV. Avec la conception solide, des trous ont été réalisés pour permettre aux boulons de se fixer au carter d'arbre, ainsi qu'au spacer du côté de la turbine. La pièce finale est illustrée dans la figure 4.26 et la figure 4.27.

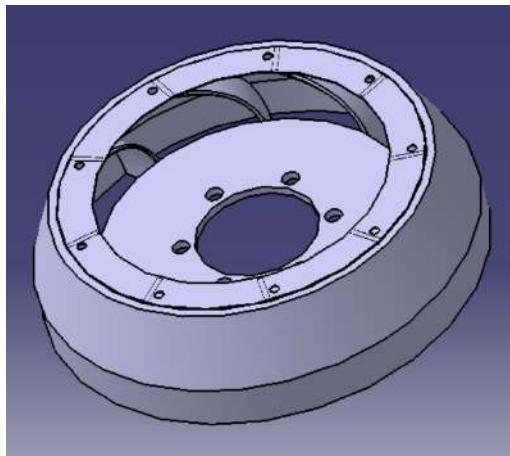


Figure 4.26 : vue du système de volets de guidage de buse

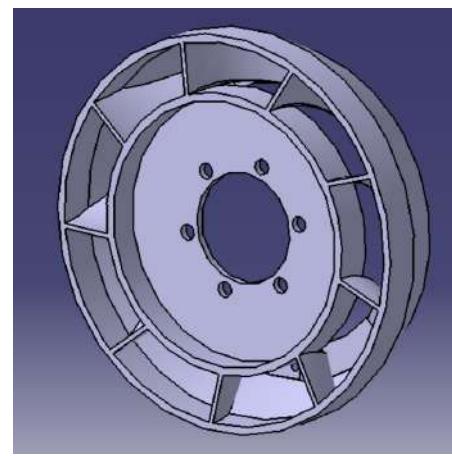


Figure 4.27 : vue du système de volets de guidage de buse

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 pales 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 le croquis des pales d'un point de vue visuel. La conception des pales a été divisée en deux croquis, tenant compte de deux hauteurs différentes, la hauteur de la lame d'inducteur et la hauteur de la lame d'exducteur, comme le démontre la figure 4.29.

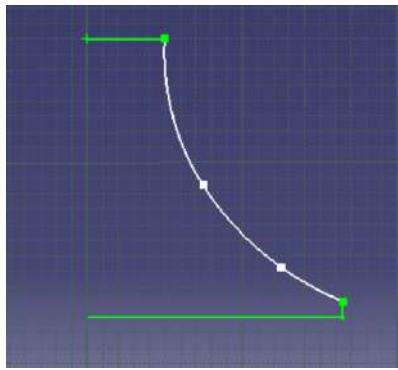


Figure 4.28 : Schéma de fonctionnement de l'arbre de turbine

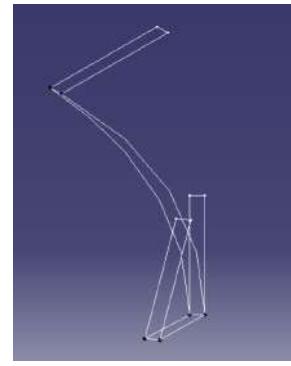


Figure 4.29 : Schéma de la pale de turbine

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

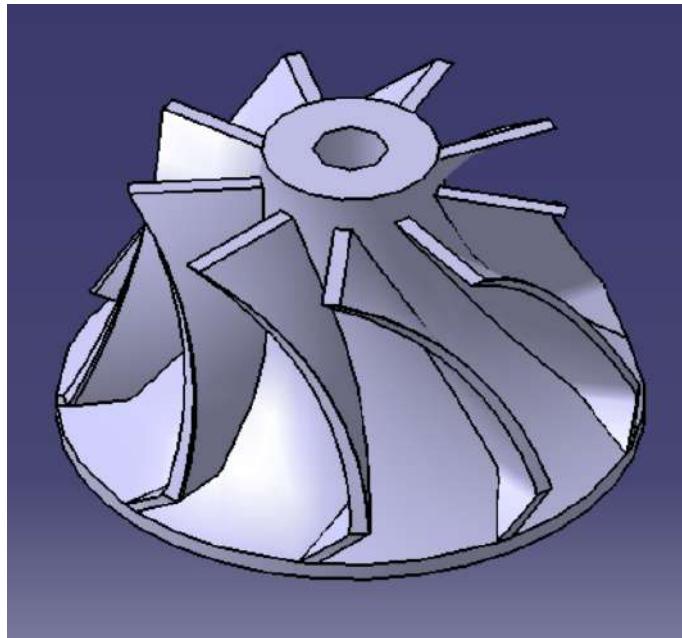


Figure 4.30 : Vue isométrique de la turbine

4.2.10 Buse d'échappement, carénage 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 la pale, 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-solides, 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 l'ensemble du système NGV, la buse d'échappement et la carcasse extérieure ensemble. Le produit final est illustré dans la figure 4.32.

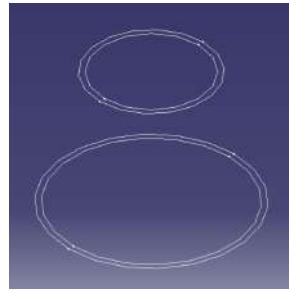


Figure 4.31 : croquis de buse d'échappement

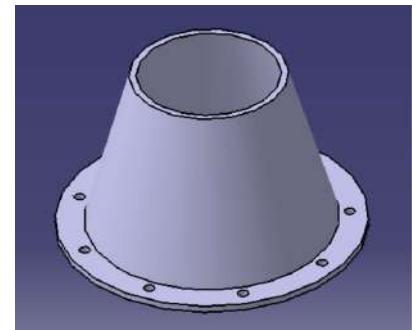


Figure 4.32 : vue isométrique de la buse d'échappement

La carcasse extérieure était le composant le plus facile à concevoir puisqu'elle a la même procédure de conception que la chambre de combustion. Cela est démontré dans la figure 4.33.

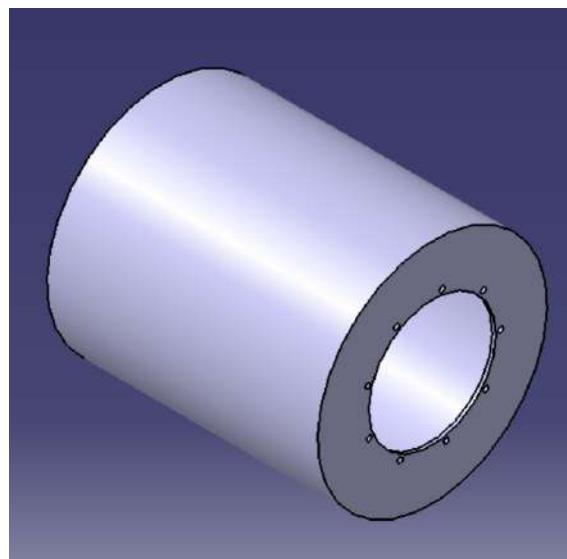


Figure 4.33 : vue isométrique de la carcasse extérieure

Le dernier composant, les roulements, a été conçu en accord avec les dimensions données par le site de l'entreprise SKF en ce qui concerne le modèle 618/5 [39]. La première étape a été la conception des anneaux entourant les sphères, en utilisant le croquis décrit dans la figure 4.34 pour une opération sur arbre. La prochaine et dernière étape a été la conception des sphères. Cela a également été 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 dans la figure 4.36.

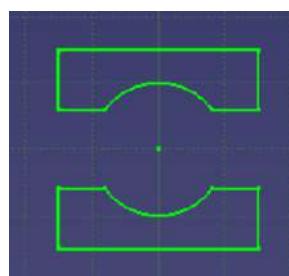


Figure 4.34 : croquis de carcasse de roulement

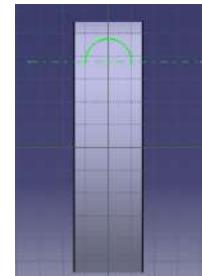


Figure 4.35 : croquis de sphères de roulement

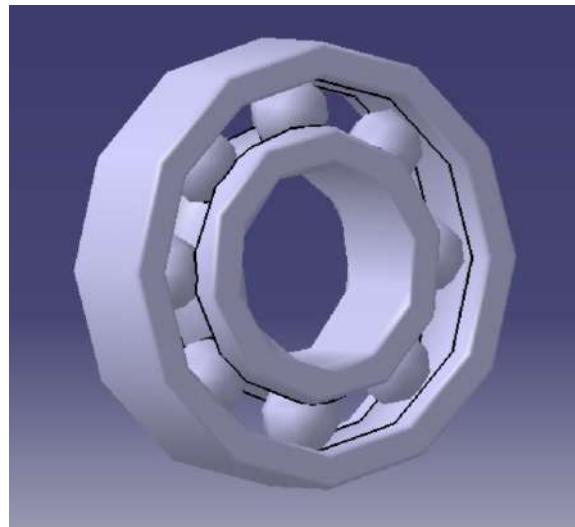


Figure 4 .36 : Roulement 618/5 e exemple

4.3 Fabrication des composants

À ce stade, avec la conception conceptuelle des différents composants réalisée, le processus de fabrication a été initié. Ce processus implique une série de machines différentes et d'étapes à suivre pour produire les pièces souhaitées. La matière première adoptée, pour la majorité des composants, était de 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 à la haute résistance [41]. De plus, l'utilisation de ce matériau était souvent retrouvée dans la littérature examinée, comme le matériau pour certains composants de turboréacteurs à petite échelle. L'autre matière première choisie était l'aluminium coulé, caractérisé par sa légèreté, son rapport résistance/poids élevé, sa résistance à la corrosion, sa robustesse, ainsi que des conceptions faciles à fabriquer et à assembler [42].

La phase de production a été commencée par le coulage d'aluminium à partir des restes d'un bloc de moteur qui était disponible pour utilisation. La première étape consistait à couper suffisamment d'aluminium pour le processus de coulage. Certains morceaux de ferraille en acier ont été coupés et soudés pour fabriquer une coupe pour que l'aluminium puisse être fondu, ainsi que pour fabriquer des moules et les remplir après que le forgeage de l'aluminium ait été complété. Pour le forgeage, la four a été chauffée comme illustré dans 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 était en train d'être fondu, du carbonate de sodium a été appliqué, une substance chimique qui, lorsqu'elle est mélangée avec l'aluminium à l'état liquide, pousse la plupart des impuretés matérielles vers le haut de la coupe de coulage. Cependant, cette méthode de purification n'est pas complètement efficace. Par la suite, l'aluminium coulé a été versé dans les moules en acier, obtenus précédemment. Les moules étaient relativement simples à produire, consistant en de l'acier tubulaire épais et large avec une base en dessous. Les moules ont été choisis avec de grands diamètres pour donner une marge pour le processus d'usinage. Lorsque l'aluminium a refroidi, il a été extrait en coupant les moules avec une meule. L'aluminium coulé est démontré, ci-dessous, dans la figure 4.38.



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, alors, comment et quelles pièces ont été fabriquées grâce à l'utilisation du processus correspondant.

4.3.1 Processus de mise en forme

L'acier inoxydable a été acquis auprès d'un atelier de métallurgie, sous forme de tôle d'un millimètre. La première tentative de travail avec la tôle en acier inoxydable a été réalisée avec une épaisseur de 0.5m m, comme il a été recommandé [29]. Néanmoins, l'épaisseur de la tôle était insuffisante pour que les méthodes de fabrication nécessaires puissent être appliquées, d'où le choix de la tôle d'un millimètre.

Tout d'abord, les pièces ont été conçues, dans leur forme plane, selon les dimensions, en utilisant CATIA V V5 . Le croquis ou le plan a été réalisé grâce à une option d'enregistrement qui a la spécification de format de fichier, .dxf. Le format de fichier .dxf est nécessaire pour que le logiciel de la coupure à jet d'eau puisse lire les découpes délimitées à réaliser dans la tôle en acier inoxydable. Un échantillon de pièces est montré ci-dessous, dans 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 de la couverture des deux pièces de forme rectangulaire, à l'extrême 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'un équerre. Lorsque le marquage des positions des trous de perçage a été terminé, les trous ont été percés avec une machine de perçage vertical, 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 épaisseur réduite. 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 a été appliquée pour aider au 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 réalisés.

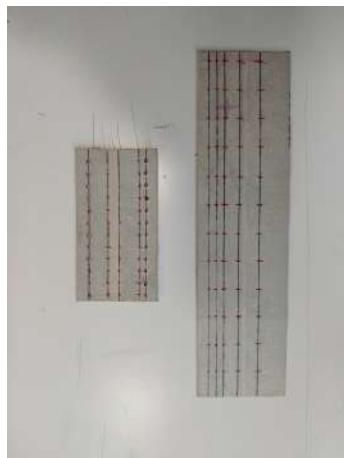


Figure 4.40 : Trous pointés dans les tubes de flamme simples

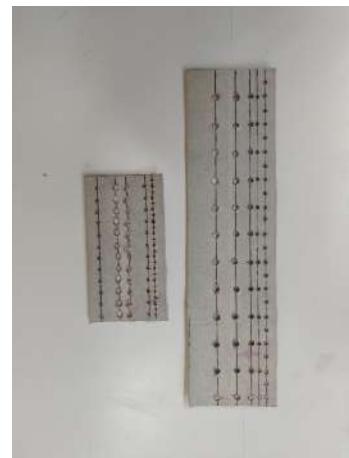


Figure 4.41 : Tubes de flamme simples percés

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 a été 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 s'adaptait 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 : Tube de carénage extérieur

4.3.2 Processus de fraisage

Turbine

L'étape suivante consistait à démonter le cœur du turbocompresseur utilisé pour cette thèse, en détachant le compresseur et la turbine de l'arbre. Le compresseur a été facilement retiré puisqu'il était seulement maintenu par un écrou. De l'autre côté de l'arbre, la turbine était soudée par friction à l'arbre, qui a été retiré avec l'écrou supérieur de la turbine, à l'aide d'une meule. Par la suite, 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'une extrémité à l'autre, illustré dans 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 grande vitesse transformeraient le petit écart en un énorme, entraînant un grave accident, compromettant les vies autour de la turbine. La méthode de perçage optimale consisterait à préserver l'arbre, attaché à la turbine, et à le fixer, dans le bon emplacement d'un tour, assurant ainsi que le perçage sera centré.



Figure 4.46 : Turbine percée

Système de vanne de guide de buse

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



Figure 4.47 : Lames du système de guide de vanne de buse

La dernière étape pour fabriquer ce composant était de souder les lames entre les deux pièces métalliques, comme démontré dans la figure 4.48 et la figure 4.49. Malheureusement, il n'a pas été possible de fixer les lames dans ce composant en raison de la technique de soudage qui a libéré 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 vanne de guidage 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 vanne de guidage de buse, où un segment des lames serait soudé. La figure 4.49 illustre les trois parties externes du système : une partie inférieure qui entoure les lames, 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 tour

Aluminium

Les composants en aluminium ont été travaillés différemment des autres 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 enlevant le matériau nécessaire pour acquérir la conception avec la forme et les dimensions correctes. Cependant, il est extrêmement difficile de travailler les pièces et d'obtenir une copie physique exacte de la conception, car il n'est pas possible de savoir si le tour enlève la bonne quantité de matériau, même avec le plus de précautions lors de son utilisation. Les composants travaillés avec l'e tour étaient le carter d'arbre et la flasque d'entrée, indiqués dans la figure 4.50 et la figure 4.51, respectivement. Le carénage 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 réduites, nécessitant des machines extrêmement précises.



Figure 4.50 : Carter d'arbre



Figure 4.51 : flaque 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 un grade de traction de 12. 9 or 10 . 6 b ar 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 de l'anneau a été percé six fois, avec l'aide d'un transfert et d'un poinçon, la position des trous a été marquée. Par la suite, le perçage a été effectué 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 d'un diamètre de trois millimètres. Les petits tubes ont été brasés au support de l'anneau 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 devaient être façonnés en un petit cercle pour s'adapter au support de l'anneau. Un fil d'acier a été placé sur toute la longueur du tube pour ne pas plier le tube, compromettant ainsi une distribution équivalente de carburant. Les méthodes utilisées pour façonner le tube ont été appliquées avec une extrême prudence afin de 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 l'anneau de carburant



Figure 4.54 : anneau 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 ou TIG. Le processus de soudage était l'une des raisons de choisir une tôle en acier inoxydable plus épaisse. Il y avait la possibilité que la chaleur, fournie par le soudage, fasse fondre une partie des pièces, ce qui devenait plus probable avec une tôle plus fine. 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 aucune brèche d'air. Des papiers de verre ont été utilisés sur les extrémités des pièces, usant les parties inégales, pour éviter une brèche d'air lors de l'assemblage des opposés. Néanmoins, il n'était pas faisable de souder toutes les pièces, comme cela est démontré.

Pièces soudées :



Figure 4.55 : buse d'échappement



Figure 4.56 : carcasse extérieure



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 externe



Figure 4 .60 : Parties externes de la vanne de guide de buse



Figure 4.61 : Partie interne du système de vanne de guidage de buse

Chapitre 5

Conclusion

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

Cette dissertation a donné à l'auteur l'occasion d'apprendre une partie de la science derrière ce moteur, ainsi que des connaissances pratiques sur la façon de construire un turbojet, ce qui n'est pas quelque chose que l'on apprend tous les jours, et sûrement pas possible d'apprendre en classe. Cette dissertation a atteint l'un des deux objectifs proposés. La conception a été conclue, avec une explication fournie pour qu'un travail futur puisse être réalisé, basé sur les étapes prises. 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 est reconnaissant de son existence. Les informations sur la façon de construire un turboréacteur, en particulier avec un ensemble de compresseur/turbine radial, n'étaient pas disponibles, sauf dans les livres de Kurt Shreckling et ceux mentionnés précédemment. Cependant, leurs moteurs n'impliquaient pas une turbine radiale, mais une turbine axiale. Ces deux livres donnent des détails sur le processus de fabrication d'un moteur turbojet, 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 garantir si le moteur a les dimensions appropriées pour le compresseur donné. Ce n'est qu'avec de l'expérience dans la modélisation des moteurs à réaction et leur test 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 tôle en acier inoxydable. Cela a eu un impact significatif sur la fabrication des pièces, car cela a rendu plus difficile le façonnage à la main des pièces, rendant impossible leur ajustement aux dimensions appropriées des composants conçus. En conséquence de l'épaisseur de la tôle, un rouleau n'a pas pu être utilisé. Cela aurait été extrêmement utile pour un processus de roulage plus précis des pièces, 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 dans le chapitre 4.3, ne permettait pas 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, pour un débutant dans les tâches expérimentales, était vraiment difficile à respecter.

5.2 Travaux futurs et recommandations

D'autres travaux 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 achevée, le premier travail possible pourrait être la finalisation de ce projet et, si possible, un fichier stérolithographique du compresseur devrait être généré pour une conception précise du carénage de compresseur, respectant la courbure du compresseur, qui est un facteur important pour une induction d'air efficace, et donc, la compression et le fonctionnement du moteur.

Pour le test 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 de volets 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 computationnelle 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] Turkay Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Ce-mal. Recherche sur les applications des VANT militaires à moteur mini-turbopulseur et turbojet. Dans : La 21^e 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 à t 2019-03). 1
- [3] « Vitesse du son » [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (consulté à 2019-03). 1
- [4] « Héro d'Alexandrie a inventé le moteur à vapeur » [En ligne]. Disponible à : <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (consulté le 2019-03).
- [5] « Aeolipile » [En ligne]. Disponible à : <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (consulté le t 2019-03). xi, 3
- [6] Hünecke Klause, *Moteurs à réaction : Fondamentaux de la théorie, de la conception et de l'exploitation*, 6^e 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 à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (consulté le 2019-03). 3
- [8] Rolls Royce plc, *Le moteur à réaction*, 5^e 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 à : https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (consulté le t 2019-03). 4
- [10] Shreckling Kurt, *Turbines à gaz pour modèles réduits d'avion*, 5^e Édition, Traplet Publications, 2003. 4, 30
- [11] El-Sayed Ahmed F., *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 arbre, Avancées en ingénierie mécanique, 2014;1(12), doi: 10. 1155/2014/976853 , Maiy 2014 . xi, 6
- [13] C. Weston Kenneth, *Conversion d'énergie*, Édition électronique, 2000. 8
- [14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Thermodynamique, une approche d'ingénierie*, 8^e Édition, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11
- [15] "Cycle de Brayton idéal" [En ligne]. Disponible à : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/breyton.html>. (consulté le t 2019-03). 10

- [16] "Cycle de Brayton" [En ligne]. Disponible à : https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node_28.htm (consulté à t 2019-03). xi, 11, 12 l.
- [17] C. Oates Gordon, *Aérodynamique des turbines à gaz et propulsion par fusée*, 3r d Édition, Institut américain d'aéronautique et d'astronautique, Inc., Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23
- [18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Conception et construction d'un moteur turbojet simple* [Mémoire de MSc], Université d'Uppsala, 2016.
- [19] "Performance d'entrée". Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (consulté à 2019-04). 13
- [20] "Thermodynamique des compresseurs" [En ligne]. Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/comph.html>. (consulté le 2019-04). 13
- [21] "Thermodynamique des brûleurs" [En ligne]. Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (consulté le 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 le 2019-04). 14
- [23] "Thermodynamique de la Turbine" [En ligne]. Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (consulté le 2019-04). 14
- [24] "Performance de la buse" [En ligne]. Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (consulté le 2019-04). 15
- [25] "Nombre de Mach" [En ligne]. Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (consulté le 2019-04). 18
- [26] « Entrées » [En ligne]. Disponible à :
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (consulté le 2019-04). xi, 19
- [27] Boyce Meherwan P., *Manuel d'ingénierie des turbines à gaz*, 2n e 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/avion/caxial.html>. (consulté le 2019-04). 21
- [29] Kamps Thomas, *Modèle de moteur à réaction*, 3r e Édition, TrapletPublications, 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 d'ingénierie pétrolière et gazière*, 3r d 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 le 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], Institut de technologie du Massachusetts, mai-2004 . 32, 33
- [34] "Turbo Tech 103| Expert : carte du compresseur" [En ligne]. Disponible à : https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads//2019/10/ GAM _ Turbo-Tech-103_Expert--1.pdf. (consulté le 2019-05). xi, 33
- [35] "Turbo Tech 103| Expert : Cartographie des Compresseurs" [En ligne]. Disponible sur : <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surge/>. (consulté à 2019-05). xi, 32
- [36] "Spécifications Techniques du Turbocompresseur" [En ligne]. Disponible sur : <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRON% %20T urbo% %20V Z21%20-technical% %20s pecl.pdf>. (consulté à 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87
- [37] Alonso Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, *Conception et Fabrication d'un Moteur Turbojet Miniature* [BSc], Institut Polytechnique de Worcester, 2018-03 . 35
- [38] "De la construction du moteur à réaction Turbo à l'envol - juste un pas" [En ligne]. Disponible à : <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (accessed at 2019-06). 39, 51, 57
- [39] "Roulements à billes à gorge profonde SKF 618/5" [En ligne]. Disponible à : <https://www.skf.com/pt/products/bearings-units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>.
- (consulté le 2019-10). 39, 53
- [40] *Roulements pour machines industrielles*, NSKMotion & Control,2016 39
- [41] "Acier inoxydable - Spécifications, Grades et Propriétés" [En ligne]. Disponible à : <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874> . (consulté le 2020-01). 54
- [42] "Aluminium et alliages d'aluminium - Avantages caractéristiques et propriétés bénéfiques des extrusions en aluminium" [En ligne]. Disponible à : <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192> . (consulté le 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 Aluminum	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 - 2D Dessins des composants du turbojet

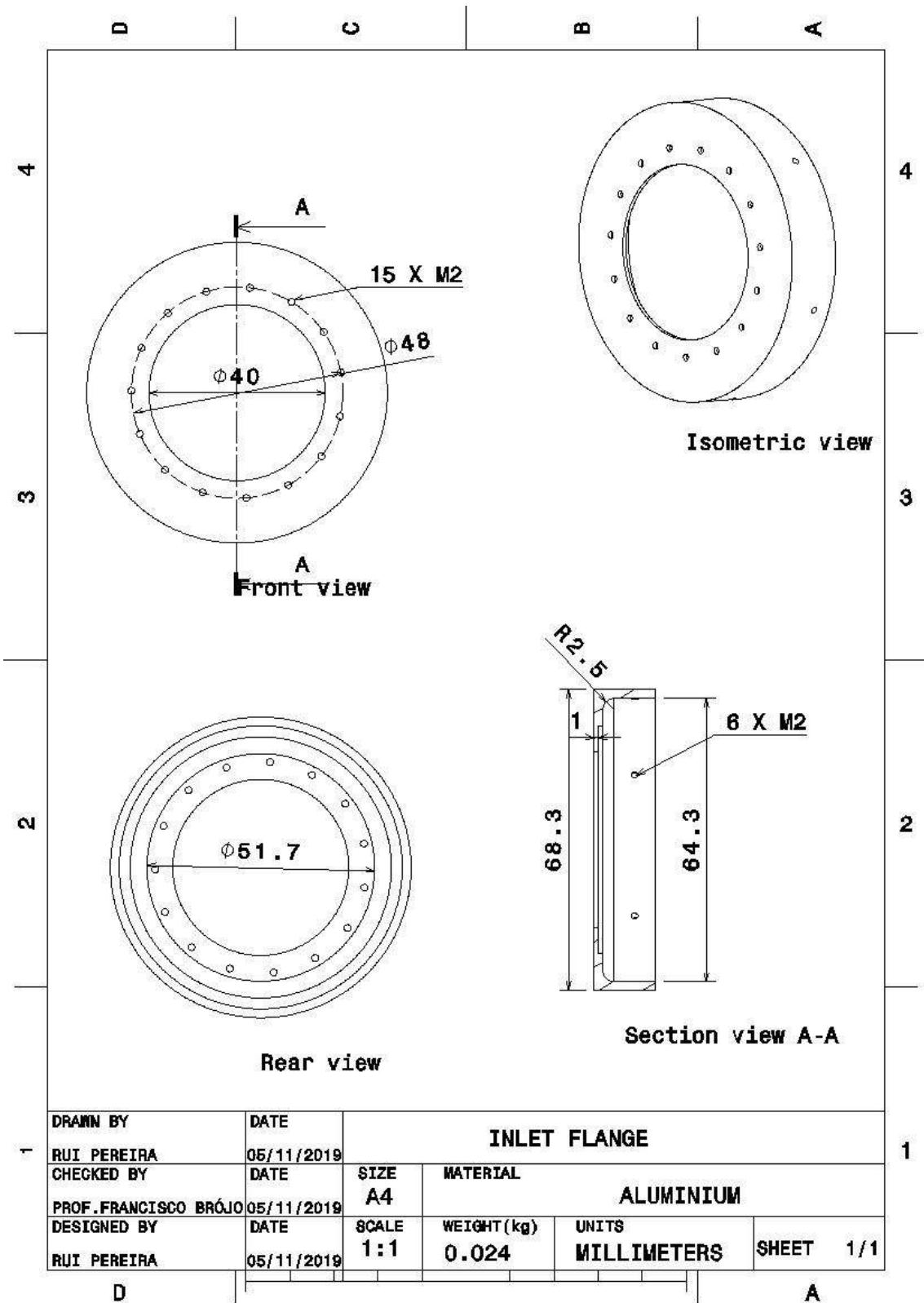


Figure B.1 : flaque d'entrée

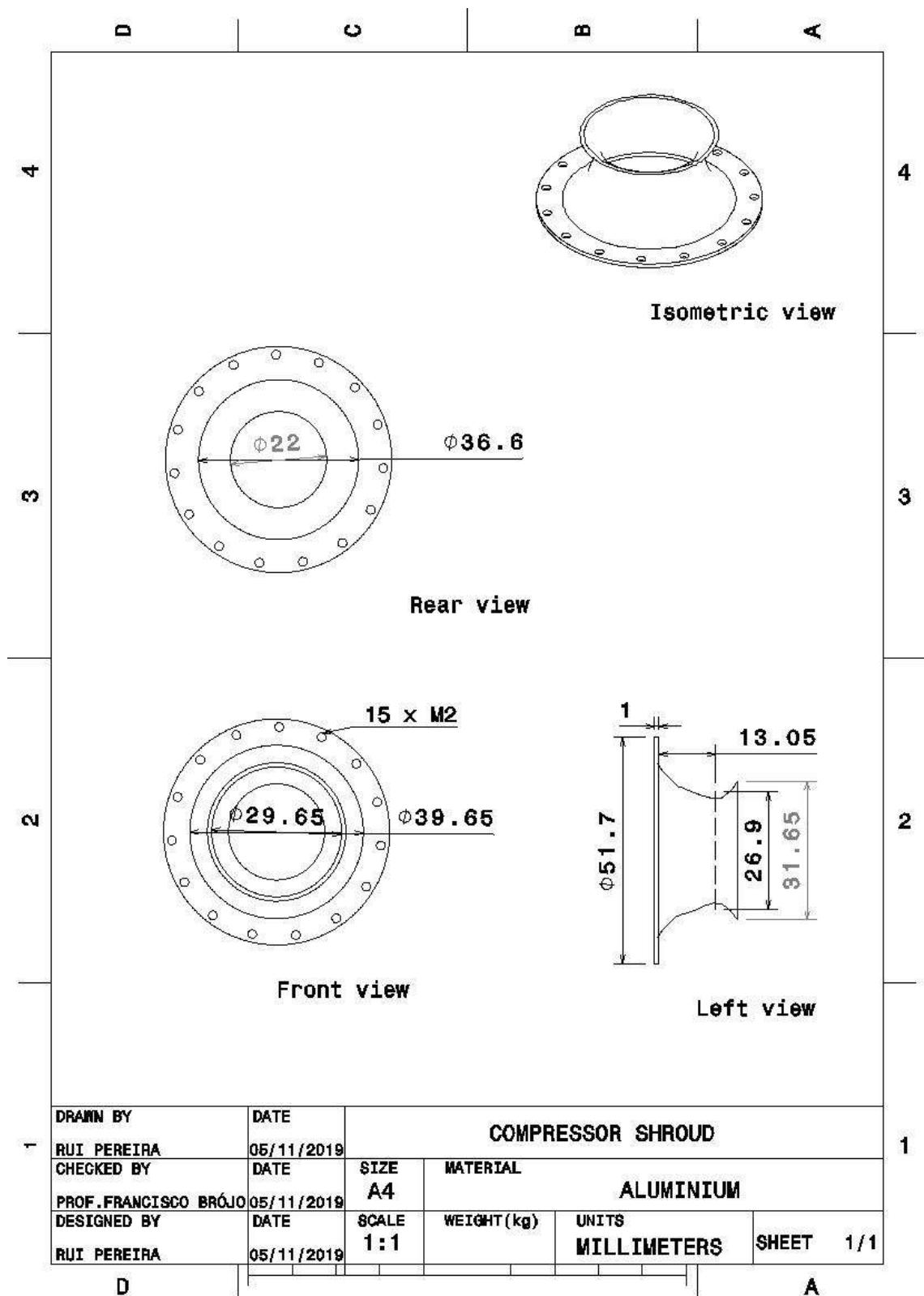


Figure B.2 : Carénage de compresseur

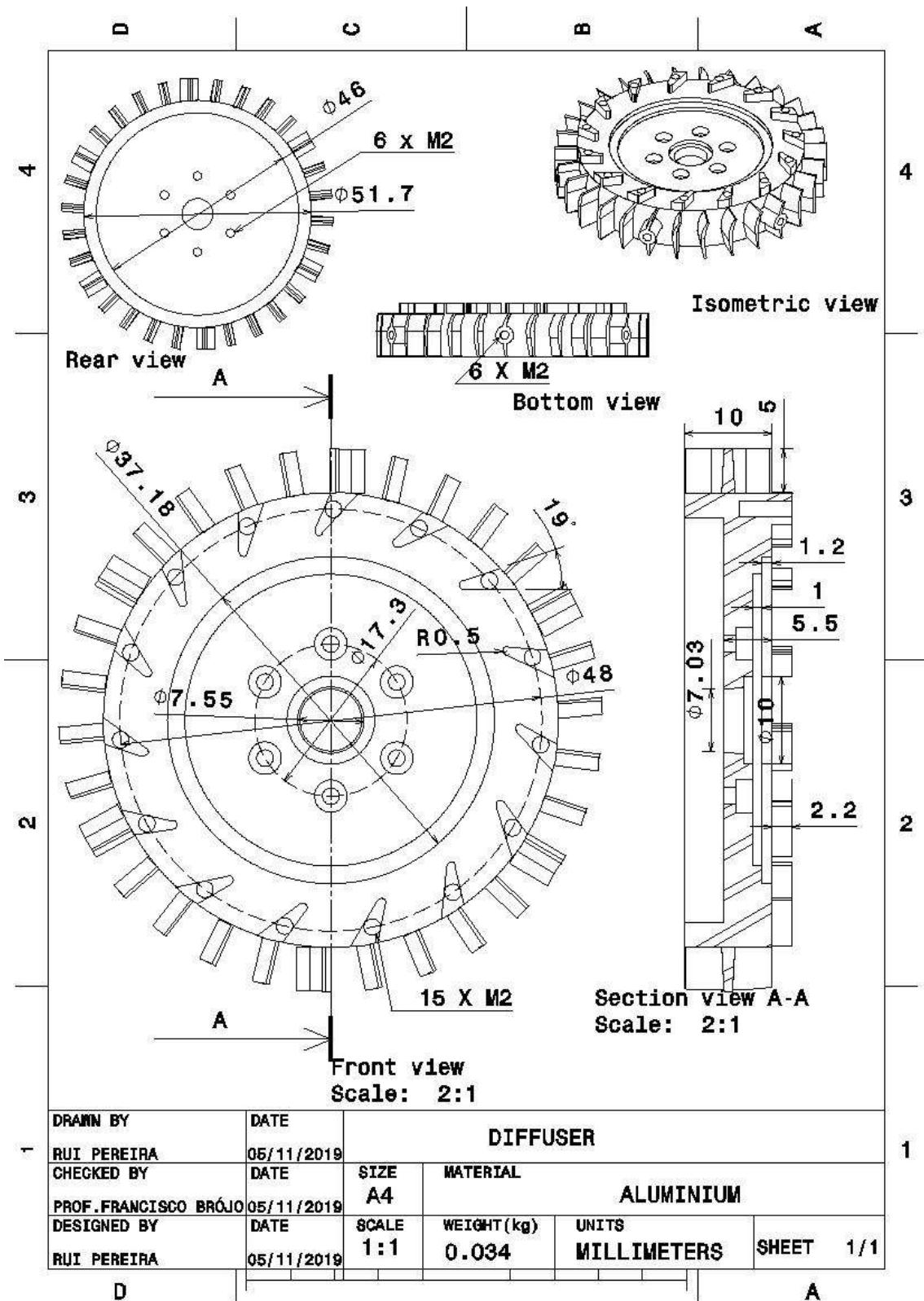


Figure B.3 : Diffuseur

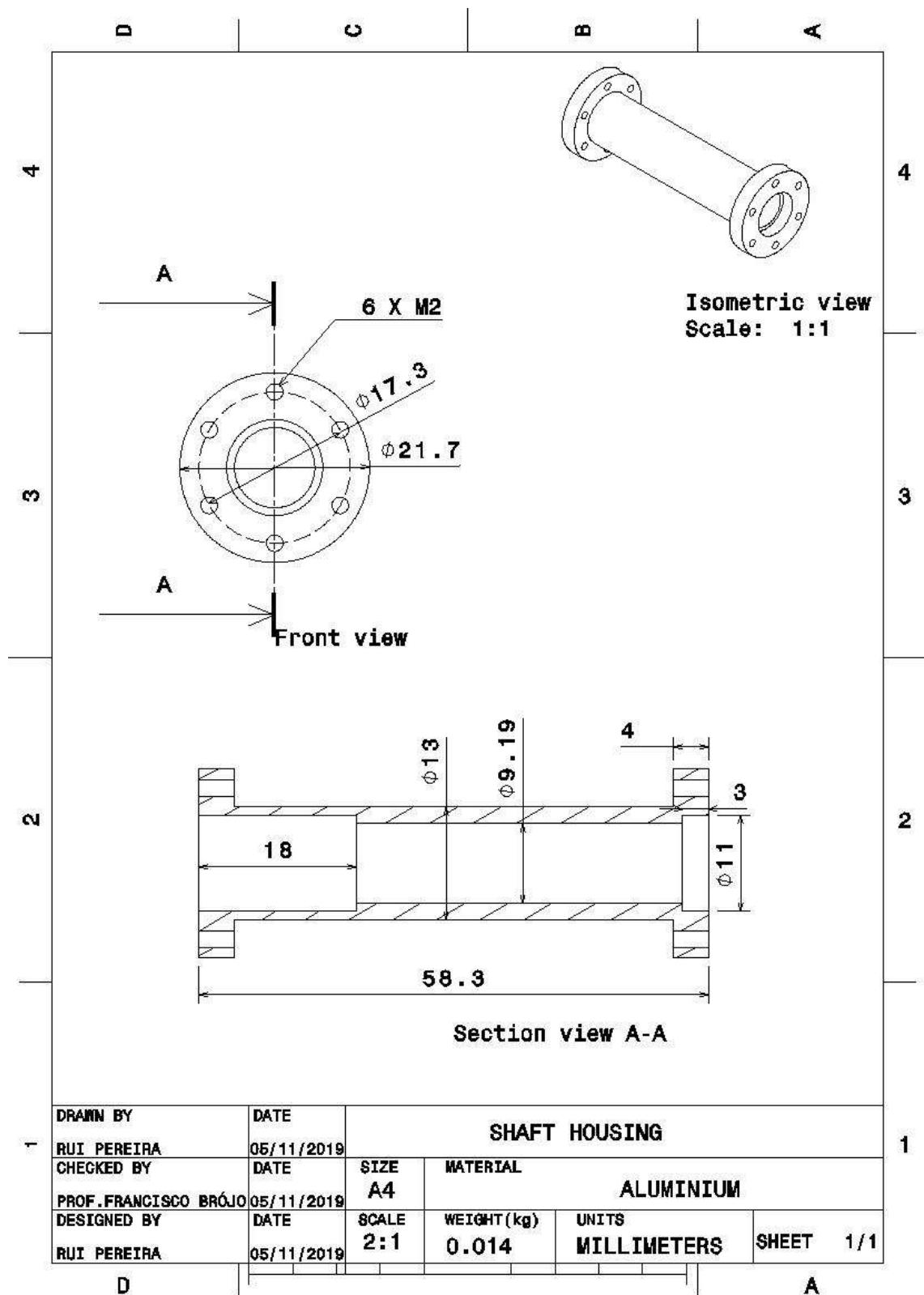


Figure B.4 : Carter d'arbre

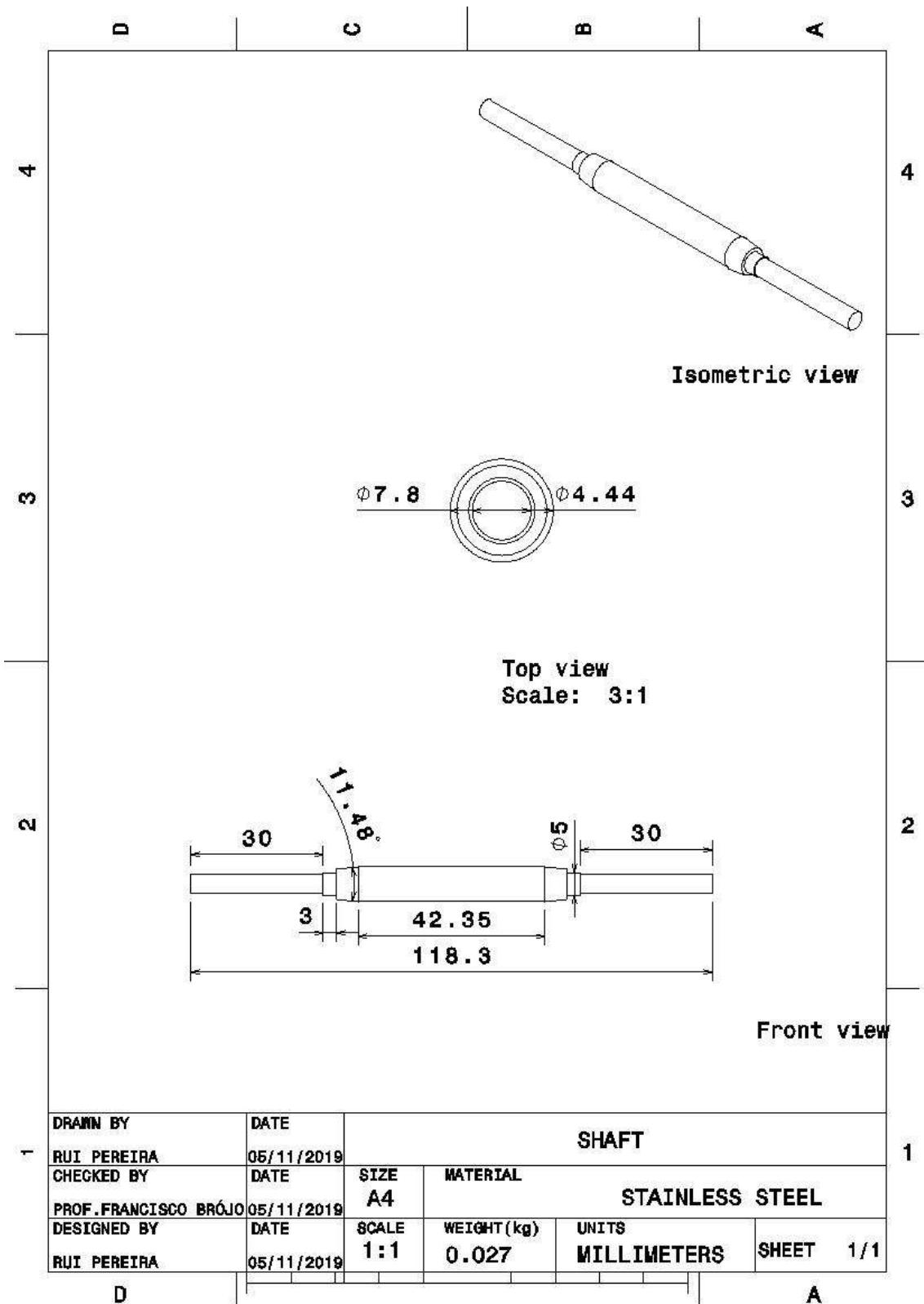


Figure B.5 : Arbre

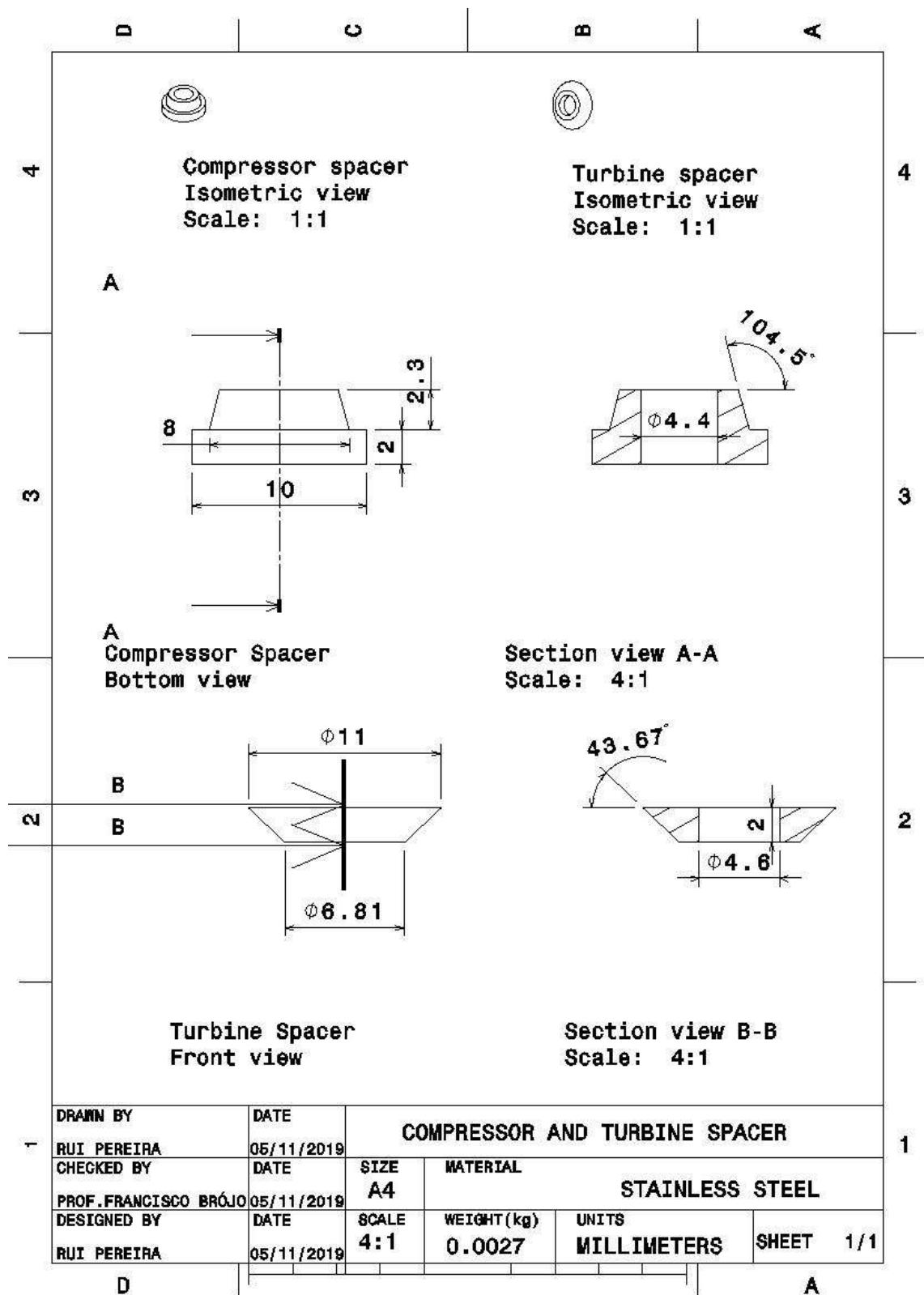


Figure B.6 : entretoises

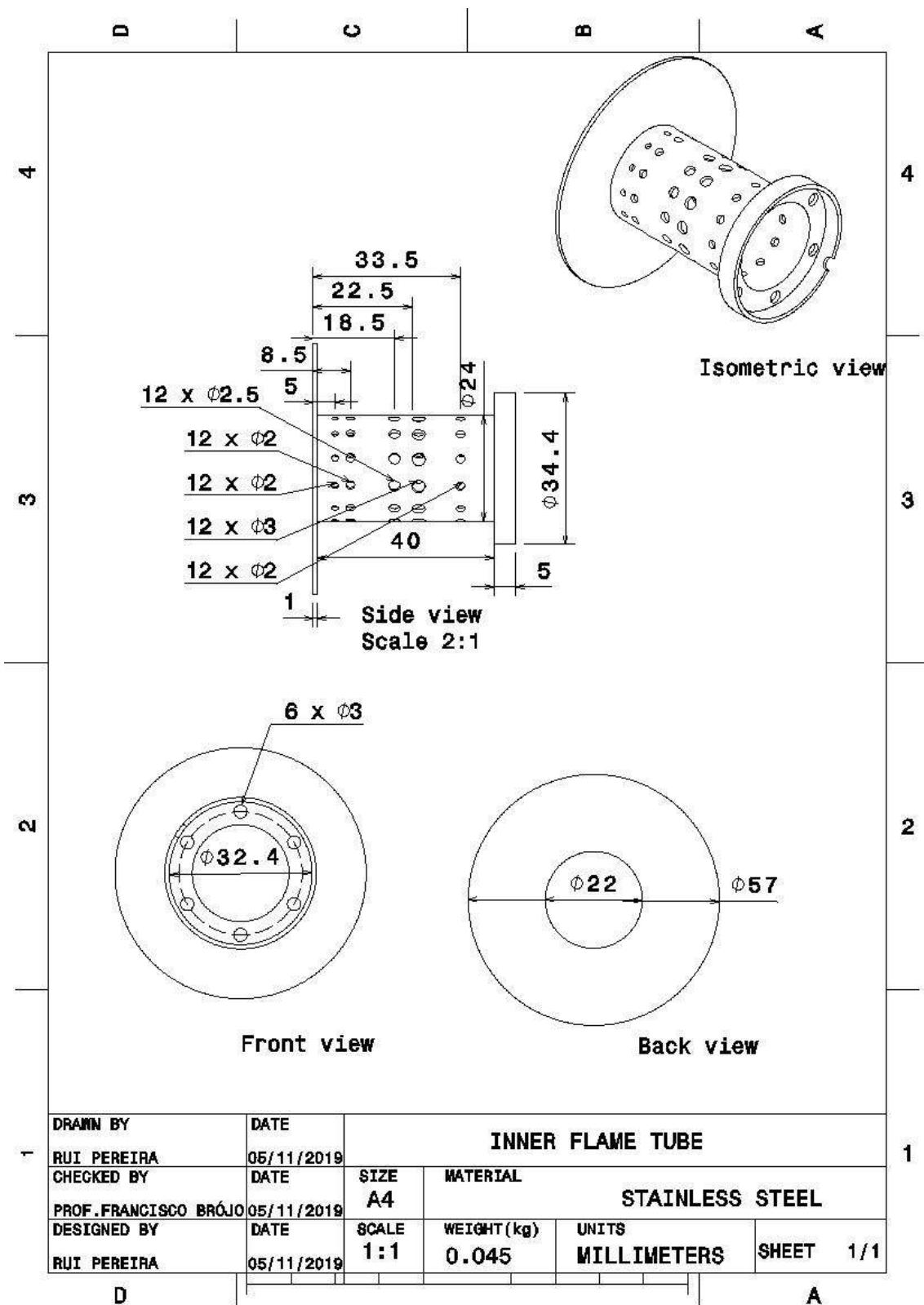


Figure B.7 : Tube de flamme interne avec support de l'anneau de carburant

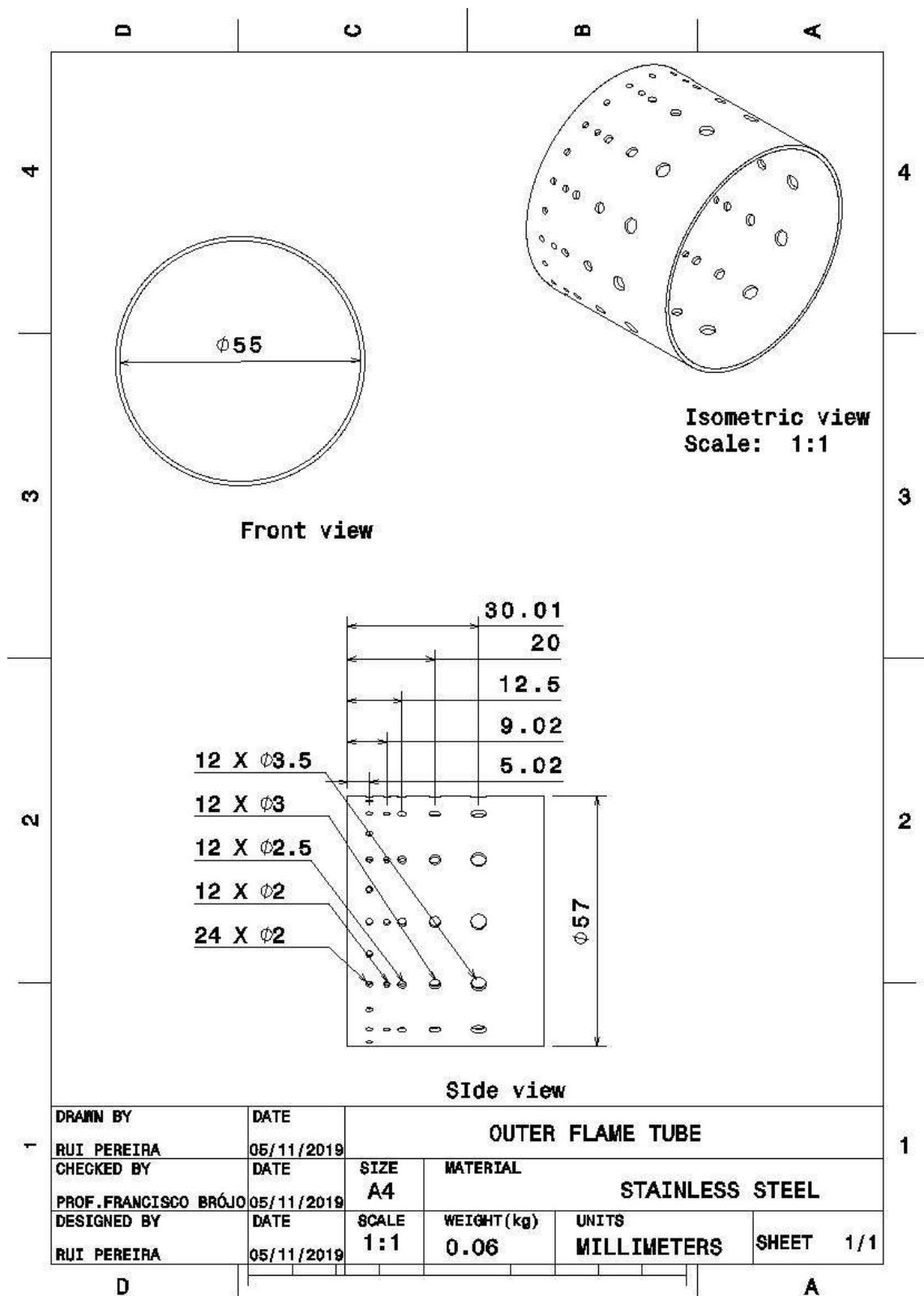


Figure B.8 : Tube de flamme externe

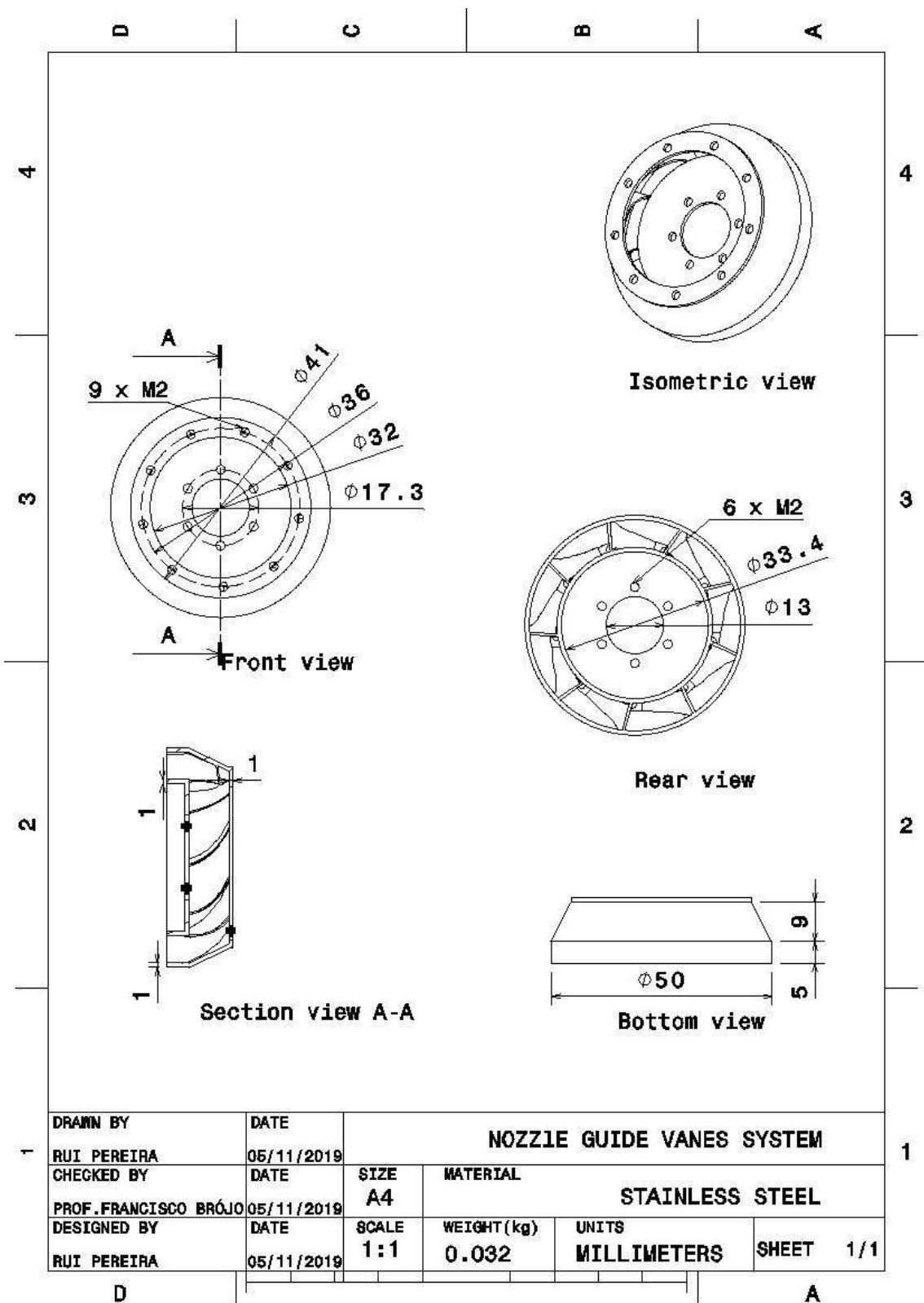


Figure B.9 : Système de vanne de guide de buse

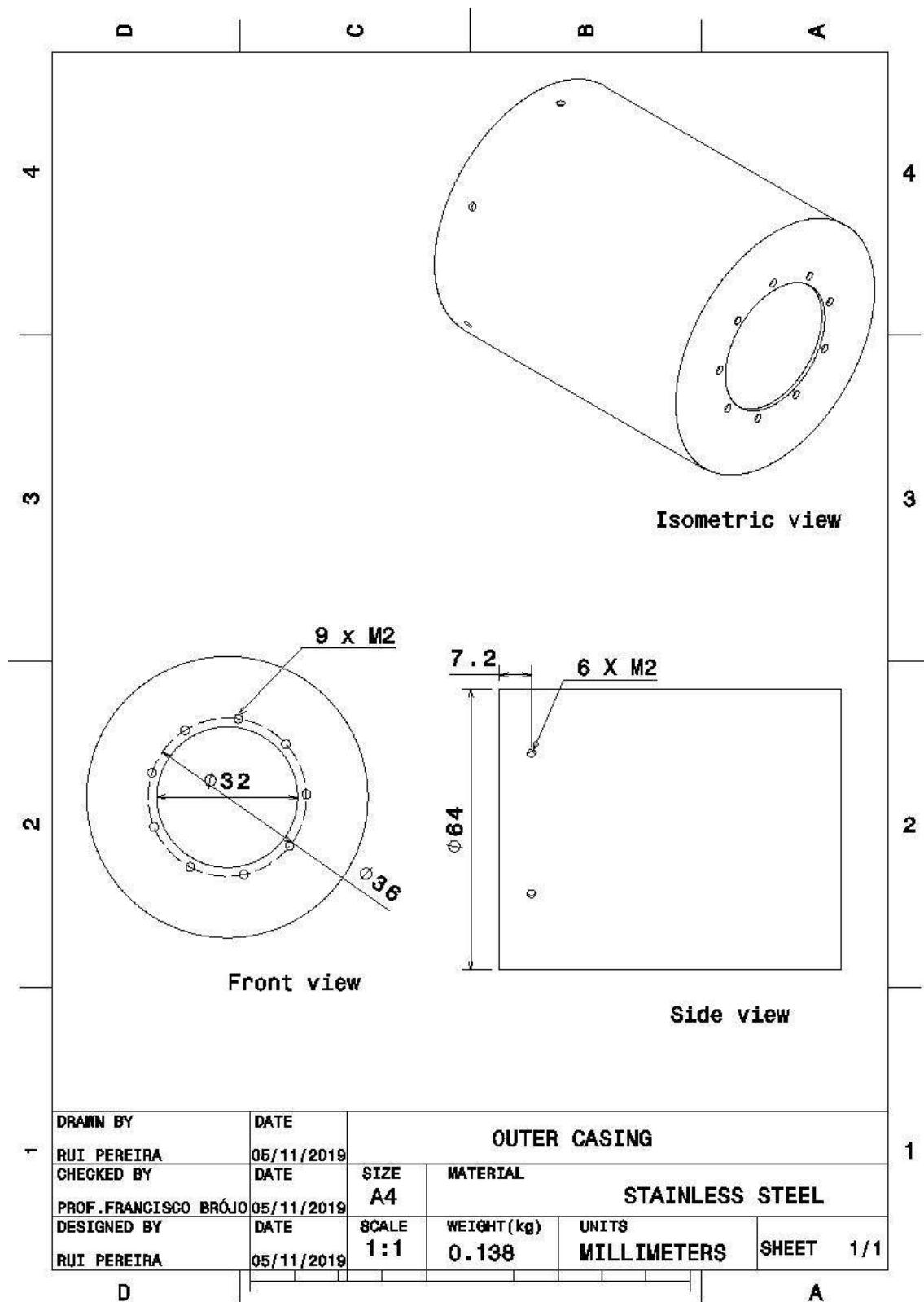


Figure B.10 : Carcasse extérieure

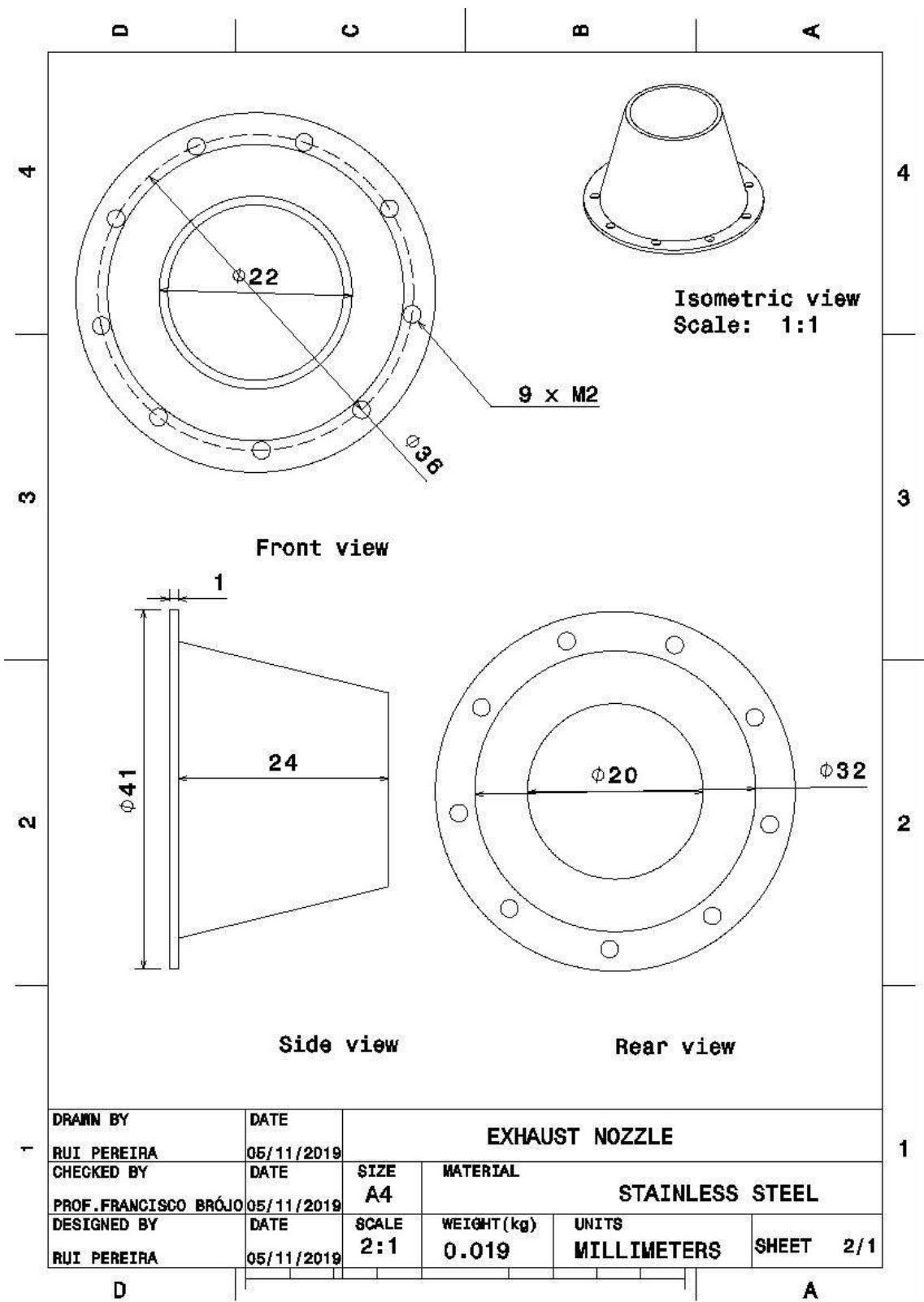


Figure B.11 : buse d'échappement

Annexe C - 2D, 3D vues du turboréacteur

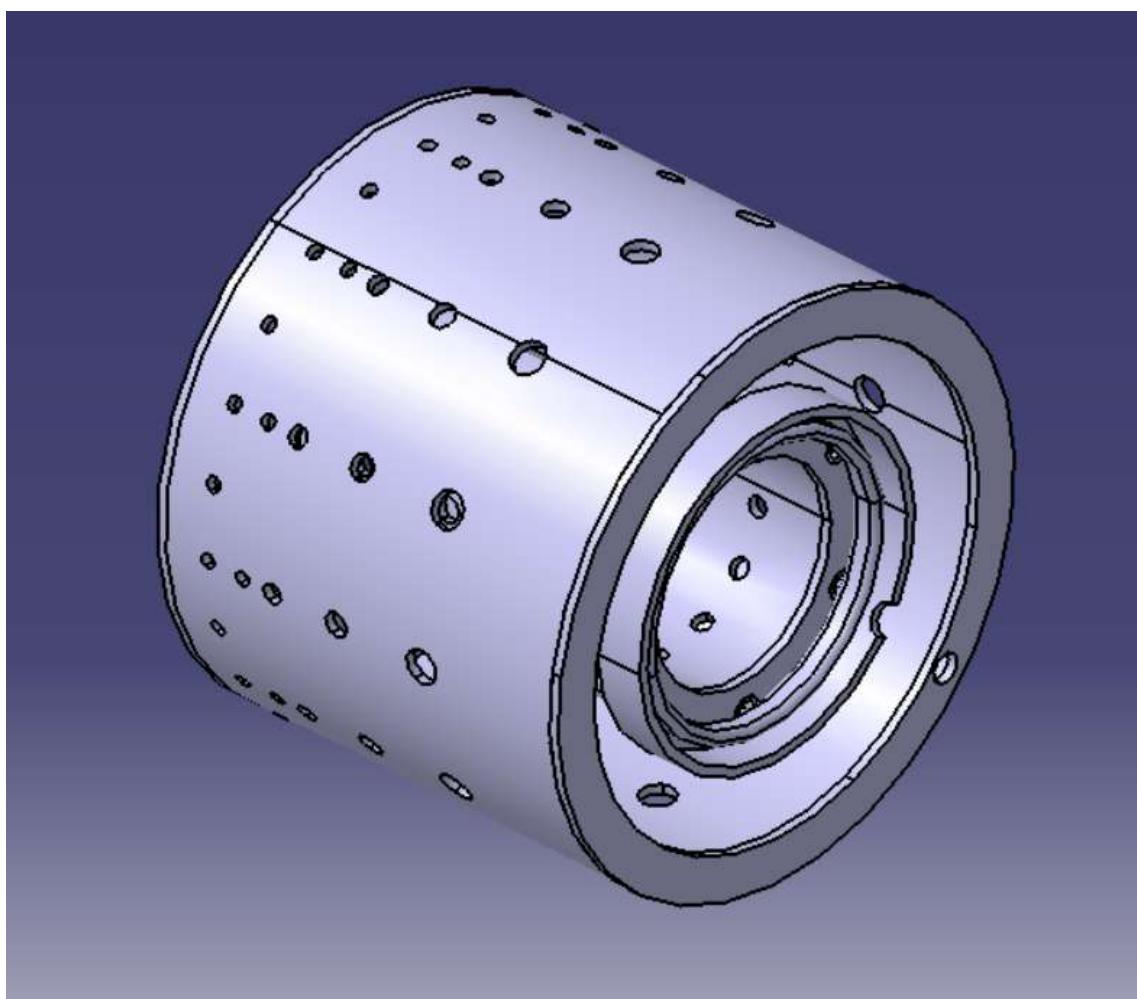


Figure C.1 : « Chambre de combustion »

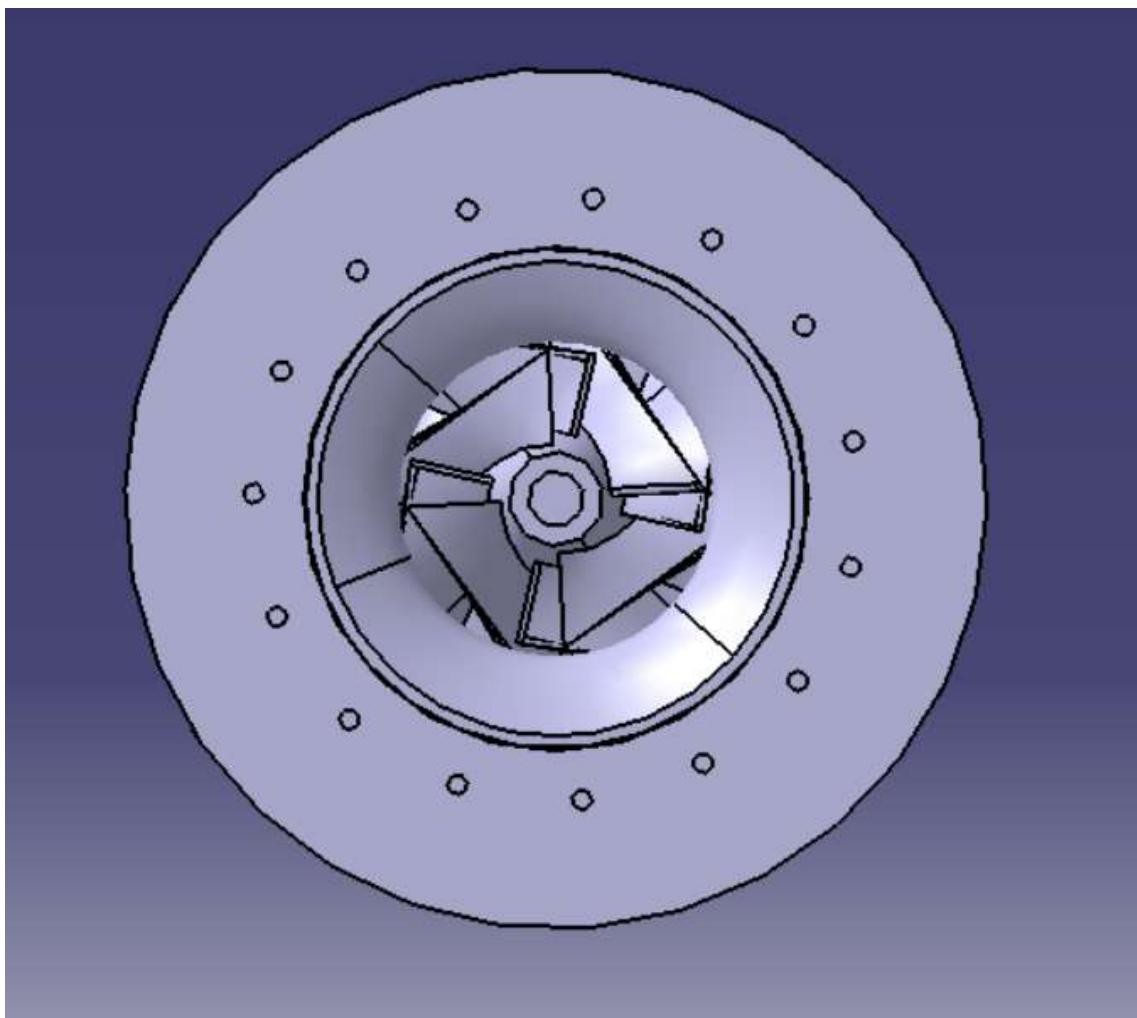


Figure C.2 : « vue de face du turbojet »

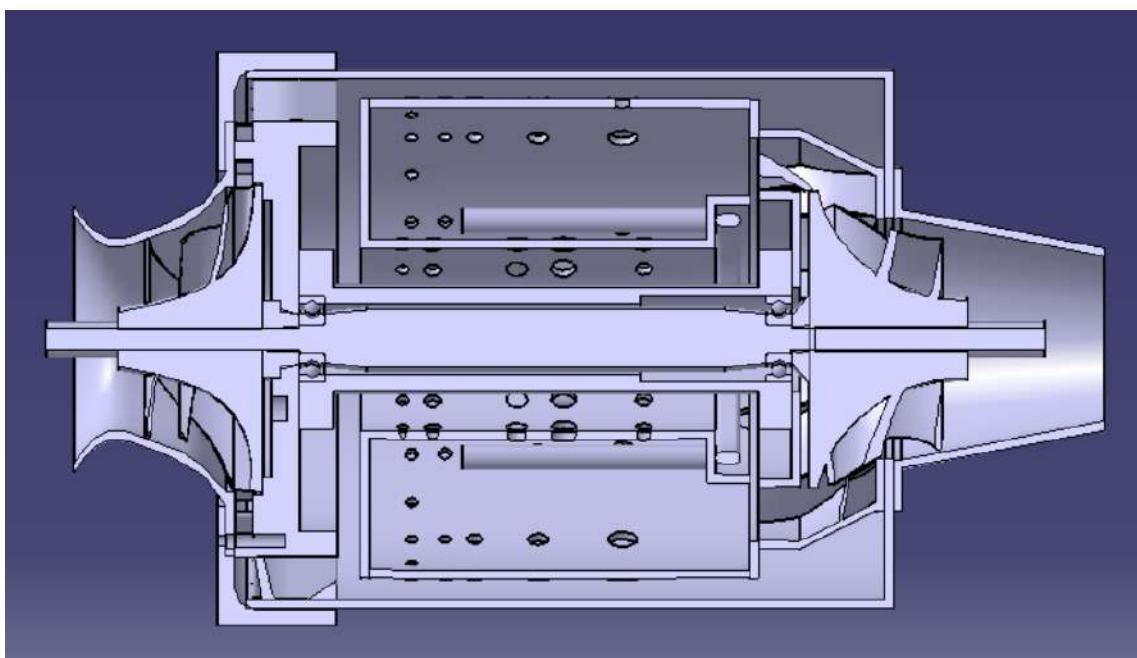


Figure C.3 : « vue de section médiane du turbojet »

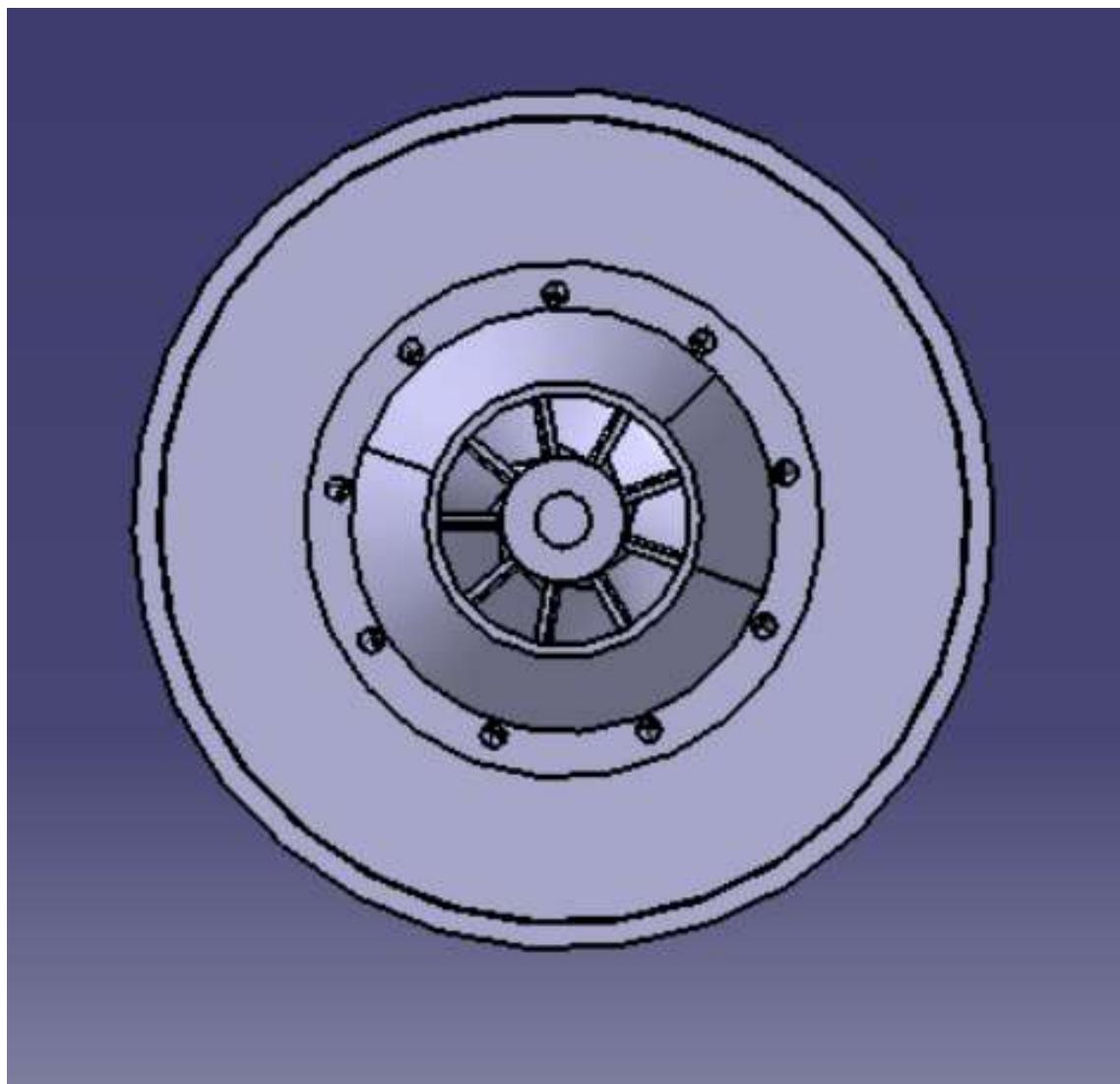


Figure C.4 : « Vue arrière du turbojet »

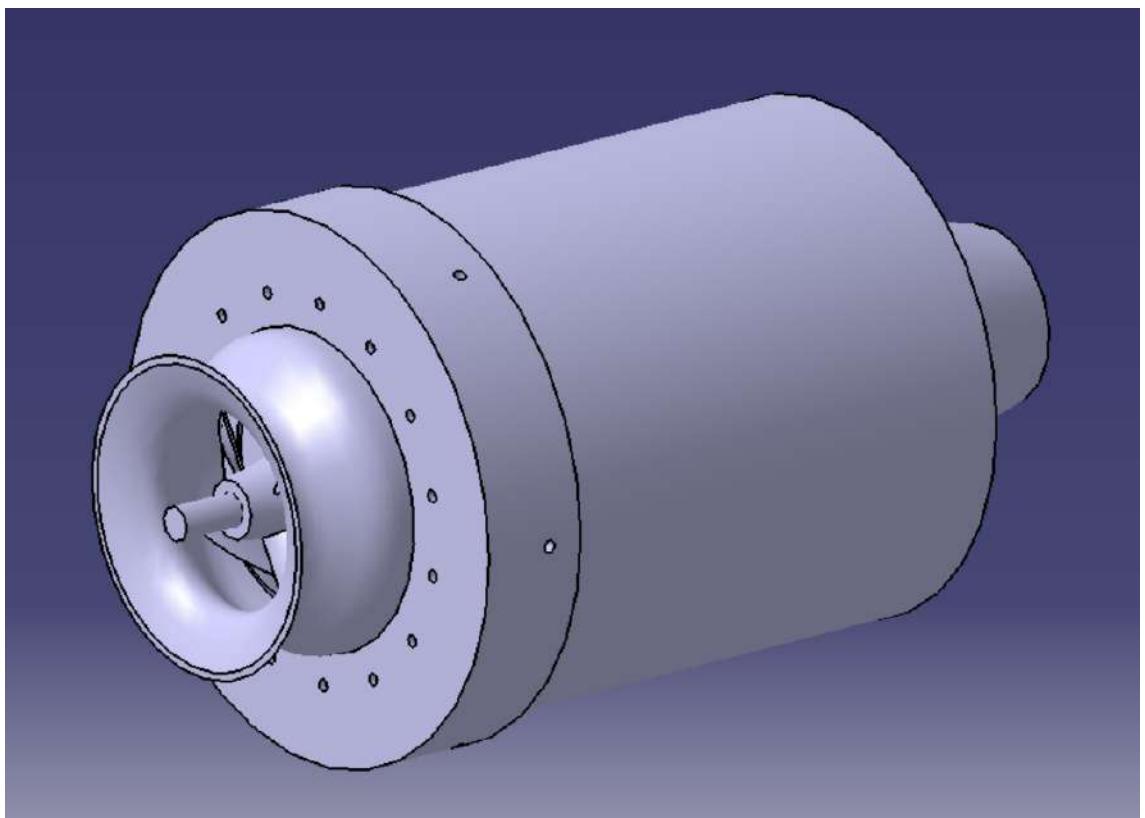


Figure C.5 : « Vue isométrique du turboréacteur 3D 1 »

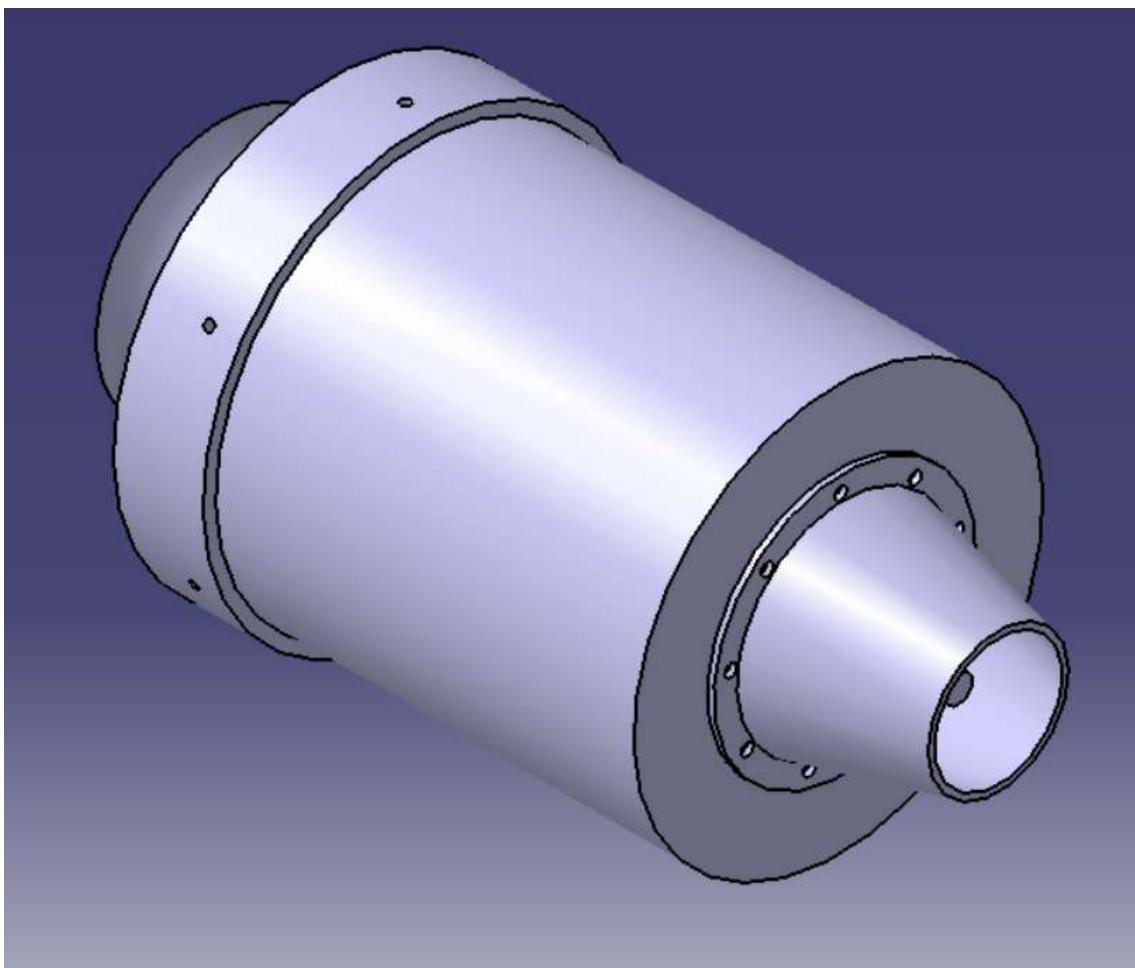


Figure C.6 : « Vue isométrique du turboréacteur 3D 2 »

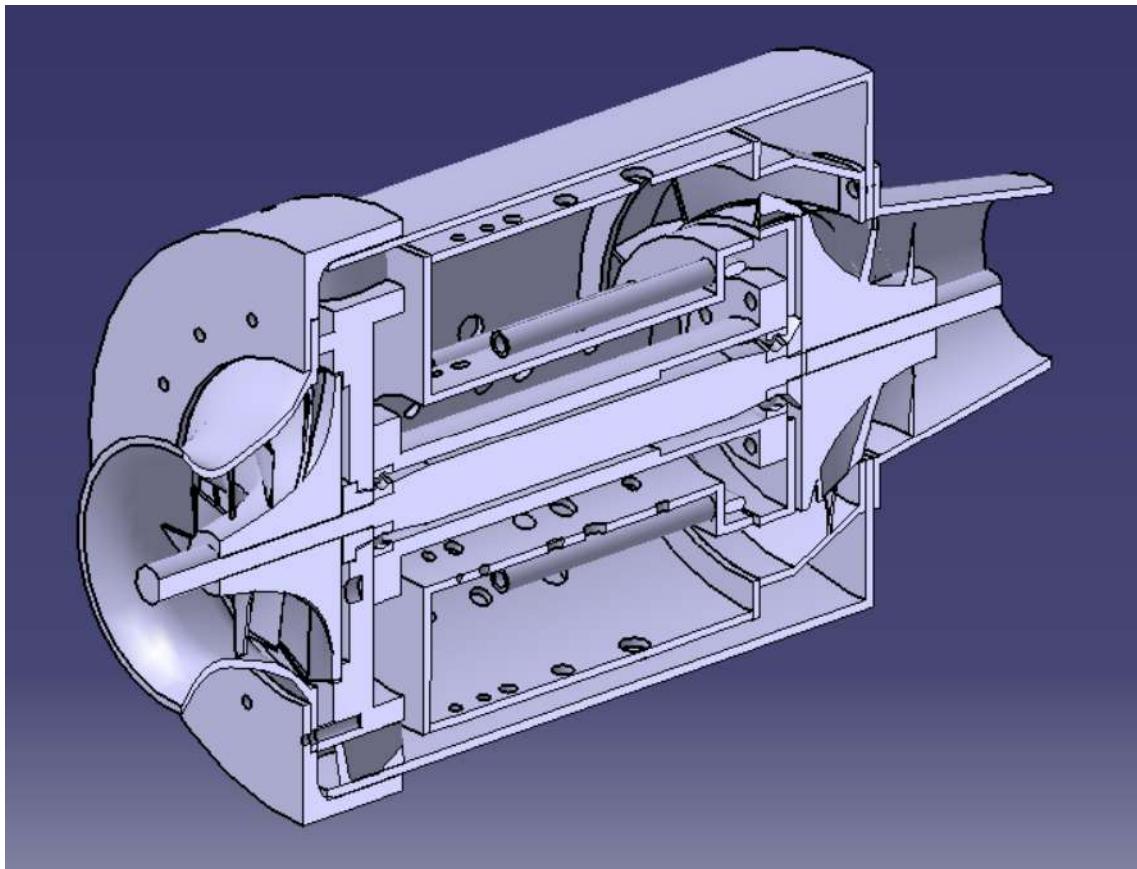


Figure C.7 : « Vue isométrique de la section médiane du turbojet 3D »

Annexe D - Cycle Réel du Turboréacteur

Table 2 : Spécifications techniques du Turbo VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
Air Flow Rate (at: $\pi_c=2.0$)	m ³ /min ft ³ /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	4.5~20.0 158.9~708.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~109.5
Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
Maximum Speed	X 10 ³ rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
Maximum Allowable Gas Temperature	°C °F	950 1742	950 1742	950 1742	950 1742	750 1382	750 1382	750 1382	750 1382	750 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	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B	22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C	133	163	167	201	222	234	245	263	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 réelle est effectuée en considérant que le compresseur est tournant à 200000 r tr/min. D'après le tableau 2, on a obtenu un rapport de compression π_c de 2,2 avec un débit massique d'air, \dot{m}_a , 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
γ_c	1.4
γ_t	1.333
c_{pc}	1 · 005 kJ/kgK
c_{pt}	1 · 148 kJ/kgK
T_{04}	873.15 K
FHV	46300 kJ/kg [29]
η_i	0.7
η_c	0.7
π_c	2.2
λ	0.8
η_b	0.9
$\% \Delta P_c$	2
η_t	0.8
η_n	0.8

Conception et fabrication d'un moteur mini-turbojet

- Entrée

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

- Compresseur

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

- Brûleur

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

- Turbine

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

- Vérification de la Pression Critique de la Buse

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

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (Non étouffé)}$$

$$\begin{aligned} V_7 & \quad 22.17492 \text{ m/s} \\ T_{07} & \quad 577.1850 \text{ K} \end{aligned}$$

Paramètres de performance du moteur à réaction

$$\begin{aligned} Specific \ Thust & \quad F/\dot{m} \quad 5 \cdot 138204 \text{ Ns/kg} \\ TFSC & \quad 10.19647 \text{ kg/Nh} \\ \eta^{th} & \quad \text{Efficacité Thermique } 0.1465787 \\ \eta_p & \quad \text{Efficacité Propulsive } 0.88348601 \\ \eta^o & \quad \text{Efficacité Globale } 0.1319971 \end{aligned}$$

