

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان -
Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –
Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme** de **MASTER**

En : (Génie mécanique)

Spécialité : Energétique

Par : (Bellahcene Nassima et Mammad Chahrazed)

Sujet

Analyse thermodynamique d'un statoréacteur

Soutenu publiquement, le 05 /06/2023, devant le jury composé de :

M. R. SAÏM	Pr	Université de Tlemcen	Président
M.M. BENRAMDANE	MCA	Université de Tlemcen	Examineur
M. A. ALIANE	MCB	Université de Tlemcen	Encadreur

Année universitaire : 2022/2023

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

- A mes chers parents, tous les mots du monde ne sauraient exprimer l'immense amour que je vous porte, ni la profonde affection que je vous témoigne pour tous les efforts et sacrifices que vous n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon bien être.
- A toute ma famille pour leur soutien tout au long de mon parcours universitaire.
- A tous mes amis qui n'ont cessé d'être pour moi des exemples de soutien, loyauté et de générosité.
- A tous qui m'aiment et que j'aime.

Remerciements

On tient à remercier avant tout le bon Dieu, le tout puissant de nous avoir donné la force, la volonté et la patience nécessaire pour la réalisation de ce modeste travail.

On tient à remercier notre promoteur M. A. ALIANE pour sa contribution à la réalisation de ce projet de fin d'étude, sa gentillesse, sa disponibilité, son aide précieuse, ses conseils pertinents et surtout sa confiance qui nous a permis d'exprimer notre compétence durant ce travail.

Nous tenons à remercier M. SAIM Rachid et M. BENRAMDANE Mohammed qui nous ont fait l'honneur de présider et d'examiner ce modeste travail.

Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département de Génie mécanique de la faculté de Génie de la Génie mécanique et aux responsables de la promotion 2022-2023.

On voudrait aussi exprimer notre profonde gratitude à nos familles pour leur soutien moral et leurs encouragements prodigués pendant tous ces années d'études.

Notre reconnaissance va également à nos amis et à tous ceux qui nous ont assisté de près ou de loin, par leurs encouragements et leurs conseils

Table des matières

TABLE DES MATIERES	I
ملخص	IV
ABSTRACT	V
RESUME	VI
LISTES DES FIGURES	VII
LISTE DES TABLEAUX	IX
NOMENCLATURE	X
INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES STATOREACTEURS	3
I.1 INTRODUCTION	3
I.2 ETAT DE L'ART DU STATOREACTEUR	3
I.2.1 MECANISMES D'INSTABILITES	4
I.2.1.1 Les instabilités thermo-acoustiques	4
I.2.1.2 Les instabilités aérodynamiques.....	5
I.2.1.3 Instabilités liées aux chocs dans les diffuseurs des entrées d'air.....	6
I.2.1.4 Etude expérimentale des instabilités dans un statoréacteur à prise d'air latérale	6
I.3 GENERALITE SUR LES MOTEURS A REACTION	7
I.3.1 BREF HISTOIRE.....	7
I.3.2 DEFINITION DE LA PROPULSION.....	9
I.3.3 DEFINITION DE LA REACTION	9
I.3.4 LA REACTION PAR JET	10
I.3.5 TYPE DE PROPULSEUR A REACTION	11
I.3.6 CLASSIFICATION DES MOTEURS A REACTION	12
I.3.6.1 Propulsion directe	12
I.3.6.2 Propulsion indirect.....	20
I.3.7 DOMAINE D'APPLICATIONS DU MOTEUR A REACTION	21
I.3.8 FONCTIONNEMENT DU MOTEUR A REACTION	22
I.4 PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DU STATOREACTEUR	23
I.5 TECHNOLOGIE DU STATOREACTEUR	24
I.6 CONFIGURATION DU STATOREACTEUR	26

I.6.1 PRINCIPALES ETAPES DU DEVELOPPEMENT DU STATOREACTEUR	26
1.6.1.1 Test de conception sur les composants.....	26
1.6.1.2 Tests de tuyaux connectés.....	26
1.6.1.3 Tests de jet libre	27
I.7 CONCLUSION	28
CHAPITRE II : CONCEPTION THERMODYNAMIQUE D'UN STATOREACTEUR	29
II.1 INTRODUCTION.....	29
II.2 CYCLE DU STATOREACTEUR	30
II.2.1 CYCLE DE BRAYTON.....	30
II.3 COMPOSITION DU STATOREACTEUR.....	32
II.3.1 COMPOSANTS DE L'INSTALLATION D'ESSAI DES STATOREACTEURS.....	32
II.3.1.1 Système de stockage d'air	32
II.3.1.2 Réchauffeur d'air	32
II.3.1.3 Chambre de combustion.....	36
II.3.1.4 Calorimètre.....	37
II.3.1.5 Éjecteur.....	37
II.4 CLASSIFICATION DU STATOREACTEUR.....	37
II.4.1 LES STATOREACTEURS A COMBUSTION SUPERSONIQUE	37
II.4.2 STATOREACTEUR A COMBUSTION SUBSONIQUE	39
II.5 DOMAINE D'APPLICATION DU STATOREACTEUR	40
II.5.1 APPLICATION AUX MISSILES	40
<input type="checkbox"/> Missiles air-air.....	40
<input type="checkbox"/> Missiles air-sol.....	41
<input type="checkbox"/> Missiles sol-air.....	42
<input type="checkbox"/> Missiles anti-navire.....	44
II.5.2 APPLICATION AEROSPATIALES.....	44
<input type="checkbox"/> France.....	44
<input type="checkbox"/> Allemagne en 1936.....	45
<input type="checkbox"/> Japon.....	46
<input type="checkbox"/> URSS.....	46
<input type="checkbox"/> États-Unis	46
II.7 DIRECTIVES DE CONCEPTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION	48
II.7.1 DIMENSIONNEMENT DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION CYLINDRIQUE.....	48
II.8 MATERIAUX	49

II.8.1 TEMPERATURE DE FONCTIONNEMENT DES MATERIAUX	49
II.8.2 EXIGENCES MATERIELLES DU STATOREACTEUR.....	51
II.9 IMPACT ENVIRONNEMENTAL.....	53
II.10 CONCLUSION	54
CHAPITRE III. ANALYSE THERMODYNAMIQUE D'UN STATOREACTEUR.....	55
III.1 INTRODUCTION	55
III.2 CYCLE THERMODYNAMIQUE.....	55
III.3 PERFORMANCES D'UN STATOREACTEUR EN TERMES DE PARAMETRES DIMENSIONNELS ET ADIMENSIONNELS.....	56
III.3.1 MODELE MATHEMATIQUE DIMENSIONNEL.....	56
III.3.2 MODELE MATHEMATIQUE ADIMENSIONNEL	60
III.4 TRANSCRIPTION SOUS EES.....	62
III.5 CALCUL DES PERFORMANCES POUR UN REGIME PERMANENT.....	62
III.5.1 CONDITIONS DE FONCTIONNEMENT	62
III.6 ETUDE PARAMETRIQUE DU STATOREACTEUR.....	65
III.6.1 INFLUENCE DE L' ALTITUDE VOL	65
III.6.2 INFLUENCE DU NOMBRE DE MACH DE VOL.....	67
III.6.3 INFLUENCE DE $Tt4$	69
III.7 CONCLUSION.....	72
CONCLUSION GENERALE	73
BIBLIOGRAPHIE.....	75

ملخص

على الرغم من أن المحرك النفاث لا ينتج دفعا ثابتا (في حالة السكون)، إلا انه يتمتع بمزايا الطيران عالي السرعة والاندفاع المحدد الأعلى، إلا أن معلمات الأداء ستتخفض بشكل خطير مع زيادة عدد الماخ وارتفاع الرحلة. لذلك، فإن دراسة الأداء الديناميكي الحراري للنفاث هو أمر بالغ الأهمية لتوسيع نطاق العمل. في هذه الدراسة، تم استخدام نموذج نفاث نموذجي لفحص خصائص الأداء في ظل ظروف عمل واسعة. أولا، يتم إجراء تحليل خصائص الضغط على أساس دورة برايتون. تتعلق الدراسة بتحليل مؤشرات أداء محرك نفاث مع ظروف الطيران: نسبة الهواء إلى الوقود، المقطع العرضي المحدد في ظل ظروف تشغيل محدد.

كلمات مفتاحية: المحرك النفاث، رحلة أسرع من الصوت، EES، محاكاة.

Abstract

Although the ramjet does not produce static thrust (at rest), it has the advantages of high-speed flight and higher specific impulse, the performance parameters will seriously decrease with increasing Mach number and flight height. Therefore, studying the thermodynamic performance of the ramjet is crucial to enlarge the working range. In the present study, a typical ramjet model was used to investigate the performance characteristics under wide working conditions. First, the analysis of the compression characteristics is carried out on the basis of the Brayton cycle. The study concerns the analysis of performance indices of ramjets with flight conditions: the air-fuel ratio (f) and the flight Mach number under determined operating conditions.

Keywords: Ramjet, Supersonique flight, EES, Simulation.

Résumé

Quoique le statoréacteur ne produit pas de poussée statique (au repos), il présente les avantages d'un vol à grande vitesse et d'une impulsion spécifique plus élevée, les paramètres de performance diminueront sérieusement avec l'augmentation de nombre de Mach et de la hauteur de vol. Par conséquent, l'étude des performances thermodynamique du statoréacteur est cruciale pour élargir la plage de travail. Dans la présente étude, un modèle typique de statoréacteur a été utilisé pour étudier les caractéristiques de performance dans de larges conditions de travail. Tout d'abord, l'analyse des caractéristiques de compression est réalisée sur la base du cycle de Brayton. L'étude concerne l'analyse des indices de performance des statoréacteurs avec les conditions de vol : l'altitude de vol, le rapport air-carburant (f) et le nombre de Mach de vol dans des conditions de fonctionnement déterminées.

Mots clés : Statoréacteur, vol supersonique, EES, Simulation.

LISTES DES FIGURES

Chapitre I : GENERALITES SUR LES STATOREACTEURS

Figure I. 1 : Statoréacteur Boeing/Marquardt [5]	4
Figure I. 2: le Heinkel He 198 [9]	7
Figure I. 3 le Messerschmitt Me262 [9]	8
Figure I. 4 :Frank Whittle en 1930 [8]	9
Figure I. 5: Exemple d'action et de réaction	10
Figure I. 6: Exemple action et réaction par jet	11
Figure I. 7: organigramme de type de moteur à réaction	12
Figure I. 8: coté fusée [13].	13
Figure I.9: Le mélange Oxygène+Hydrogène [14].	14
Figure I. 10: moteur à ergol solide [17] .	15
Figure I. 11: Turboréacteur [18].	16
Figure I. 12: Turboréacteur à double flux [19] .	16
Figure I.13: Turboréacteur à double corps [20] .	17
Figure I.14: Turboréacteur à double flux avec postcombustion (réchauffe) [21] .	18
Figure I. 15: Statoréacteur [22] .	18
Figure I.16: Pulsoréacteur [23].	19
Figure I.17: Turbomoteur pour voiture [12].	20
Figure I.18: Turbopropulseur [24] .	21
Figure I.19: Turbopropulseur avec compresseur centrifuge [21].	21
Figure I.20: L'avion (opérationnel) le plus rapide de l'histoire [26].	22
Figure I.21: Technologie des Engin spatiaux [27].	22
Figure I.22: Fonctionnement du statoréacteur [30].	24
Figure I.23: Schéma de principe d'obus à statoréacteur hybride	25
Figure I.24: Test à jet libre d'un modèle de test à échelle réduite	28

Chapitre II : CONCEPTION THERMODYNAMIQUE D'UN STATOREACTEUR

Figure II. 1 Cycle de Brayton [37]à gauche et [38] à droite	31
Figure II. 2 statoréacteurs supersoniques	32
Figure II. 3: croquis d'un réchauffeur SUE	34
Figure II. 4: Réchauffeur à contre-courant croisé de type tube	35
Figure II.5: chaufferette à accumulation pour lit de galets	36
Figure II.6: Statoréacteur à combustion supersonique	38
Figure II. 7: Le Griffon 02, en haut, et le Leduc 022, en bas, ont des moteurs de gros diamètre.	40
Figure II. 8: Missile air-air [45].	41
Figure II.9: Missile air-sol [46] .	41
Figure II. 10: le missile ASMP [47]	42
Figure II. 11: Missiles sol-air [48].	42

Figure II. 12: Un Missile MBDA [49].	43
Figure II. 13: Un missile LFK NG [50].	43
Figure II. 14: Missile Bloodhound MK2 [51].	43
Figure II. 15: Missiles anti-navire [52].	45
Figure II.16: Moteur statoréacteur positionné sous le missile Gorgon IV	45
Figure II.17: Leduc 010	46
Figure II. 18: Missile-roquette canalisé «Ruslipue» [54].	48
Figure II.19: température de fonctionnement des matériaux dans les processus industriels	50
Figure II.20: moteur J58 [55].	51
Figure II.21: température subie par le turboréacteur JTD-20 installé sur le véhicule SR-71 [1]	51

Chapitre III : ANALYSE THERMODYNAMIQUE D'UN STATOREACTEUR

Figure III. 1: Schéma d'un statoréacteur	55
Figure III. 2: tendances des paramètres de débit dans un statoréacteur à combustion subsonique typique [45].	56
Figure III. 3: cycle thermodynamique du statoréacteur [45].	56
Tableau 1: Donnés de calcul du statoréacteur en régime permanent	63
Tableau 2: Résultats en régime stationnaire	63
Figure III. 4: influence de l'altitude sur les pressions totale	66
Figure III. 5: Influence de l'altitude sur l'impulsion spécifique et la consommation spécifique	66
Figure III. 6: influence de l'altitude sur les rendements	67
Figure III. 7: influence de nombre de Mach de vol sur les pressions totales	68
Figure III. 8 : influence de nombre de Mach de vol sur l'impulsion spécifique et la consommation spécifique	68
Figure III. 9: influence de nombre de Mach de vol sur les rendements	69
Figure III. 10: influence de nombre de Mach de vol sur le rapport air/combustible	70
Figure III. 11 : influence de nombre de Mach de vol sur le rendement global	70
Figure III. 12: influence de nombre de Mach de vol sur la consommation spécifique	71
Figure III. 13: influence de rapport combustible-air sur la température et le rendement globale	72

Liste des Tableaux

Tableau III. 1: Donnés de calcul du statoréacteur en régime permanent	62
Tableau III.2 : Résultats	63

Nomenclature

Lettres majuscules

I_s	Impulsion spécifique au carburant	N/(kg _a /h)
M	Nombre de Mach	
P	Pression	KPa
Q_R	Pouvoir calorifique du combustible	J/kg
R	Constant des gaz parfait	J/mol/k
T	Température	K
V	Vitesse	m/s
TSFC	Consommation spécifique du carburant	(Kg _c /s)/N

Lettres minuscules

a	Vitesse du son	m/s
C_p	Chaleur spécifique	Kj/kg
f	Rapport combustible/air	Kgc/kg _a
g	Accélération de la pesanteur	m/s ²
h	L'altitude du vol	M
\dot{m}	Débit d'air	Kg/s

Lettres grecques

η_p	Rendement de propulsion	
η_{th}	Rendement thermique	
η_g	Rendement global	
η_d	Efficacité du diffuseur	
η_b	Efficacité de la chambre de combustion	
η_n	Efficacité de la tuyère	
Π	Rapport de pression de la chambre de combustion	
$\frac{F_n}{\dot{m}}$	Consommation spécifique du carburant	

γ Rapport de chaleur spécifique

Introduction générale

La mise au point d'un statoréacteur viable a pris de nombreuses années. En fait, les essais au sol d'un aéronef grandeur nature propulsé par un statoréacteur à Mach 2.35 ont commencé en 1938. À la fin des années 50, de nombreux projets ont étudié la faisabilité de la mise en œuvre de statoréacteurs. En particulier, Lockheed a commencé des essais systématiques de statoréacteurs dans le cadre du programme expérimental X-7, atteignant une vitesse croissante jusqu'à Mach 4.33. Ces efforts ont débouché sur des systèmes d'armes tels que le Boeing Bomarc (armée de l'air américaine), le Talos (marines américains) et le Bloodhound (Grande-Bretagne). Les Soviétiques ont également mis en œuvre des statoréacteurs dans les missiles 2K11 "Krug" (SA-4) et 2K12 "Kub" (SA-6). En Europe, la France a développé plusieurs missiles à statoréacteur opérationnels (VEGA, CT-41 et SE 4400) à la fin des années 1950 et au début des années 1960 [1].

Un statoréacteur est un type de moteur à réaction sans pièces mobiles, conçu pour fournir une poussée à des vitesses supersoniques. Son fonctionnement est basé sur le principe de la compression supersonique de l'air entrant. Un statoréacteur se compose essentiellement d'un conduit d'admission, d'une section de compression, d'une chambre de combustion et d'une tuyère d'échappement. L'air ambiant est aspiré par l'ouverture d'admission et comprimé à une vitesse supersonique en raison de la forme aérodynamique du conduit et de l'effet de compression. Le carburant est injecté et brûlé dans la chambre de combustion, ce qui augmente encore la température et la pression de l'air. L'expansion de l'air chaud à travers la tuyère d'échappement crée une poussée vers l'avant. En raison de l'absence de pièces mobiles, le statoréacteur peut fonctionner à des vitesses élevées et offre ainsi un potentiel de propulsion hypersonique.

L'étude d'un statoréacteur consiste à étudier les principes d'aérodynamique, de thermodynamique et de combustion qui régissent son fonctionnement. Il est important de comprendre les notions de compression supersonique, de combustion supersonique et de tuyères d'échappement adaptées aux hauts régimes. Les outils de modélisation numérique tels que la dynamique des fluides computationnelle (CFD) sont couramment utilisés pour simuler le comportement de l'écoulement d'air de différentes sections d'un statoréacteur. Des expériences en soufflerie et des essais sur modèle peuvent également être effectués pour valider les résultats de la modélisation et affiner la conception du statoréacteur.

L'étude d'un turboréacteur nécessite donc une connaissance approfondie des principes de base de la propulsion par réaction et une connaissance détaillée des propriétés aérodynamiques et thermodynamiques de ce type de moteur.

Ce mémoire se veut une contribution à ces études. En fait, il s'agit d'une analyse thermodynamique simple d'un statoréacteur basée sur la décomposition de la traversée des gaz de ce moteur en une série de processus thermodynamiques.

Afin d'atteindre ce but, on a présenté au premier chapitre des généralités sur ce type de moteurs qui consiste à commencer par un état de l'art des statoréacteurs, leurs principes de fonctionnement et leur technologie et leur configuration.

Le deuxième chapitre est consacré à exposer la thermodynamique du statoréacteur, sa composition, sa classification et ses domaines d'application ainsi que les matériaux de construction et enfin l'impact environnemental de de son fonctionnement.

Le troisième et dernier chapitre consiste en une modélisation thermodynamique d'un statoréacteur. Les résultats d'une modélisation en régime permanent sont présentés ainsi que ceux d'une étude paramétrique de l'influence des paramètres d'intérêt sur le fonctionnement qui sont à juste titre présentés et discutés. L'étude s'achève par une conclusion générale.

Chapitre I : Généralités sur les statoréacteurs

I.1 Introduction

La propulsion étudie les méthodes utilisées pour générer une force de poussée dans les véhicules volants tels que les turboréacteurs, les statoréacteurs, et les moteurs à fusée, en utilisant le principe de la turbo propulsion. Cette discipline est complexe et en constante évolution en raison des avancées technologiques. Les propulseurs jouent un rôle essentiel dans l'évolution des aéronefs, influençant les différentes phases de vol, ce qui incite les constructeurs à accorder une grande importance à la sélection des moteurs [2].

Les talents des inventeurs et industriels français dans le domaine de la propulsion par statoréacteur sont souvent méconnus du grand public, bien qu'ils se soient distingués dans ce domaine [3].

Un statoréacteur est une variante d'un moteur à réaction qui n'a pas de compresseur rotatif, mais utilise plutôt la vitesse de déplacement de l'air pour comprimer l'air entrant. Les statoréacteurs sont conçus pour fonctionner à des vitesses supersoniques, car ils dépendent du mouvement de l'air pour leur fonctionnement optimal. Cependant, ils ne sont pas efficaces à basse vitesse ou à vitesse nulle, et ne peuvent donc pas être utilisés pour propulser un avion dans toutes les phases de vol, car ils nécessitent une certaine vitesse pour être opérationnels [4].

I.2 Etat de l'art du statoréacteur

Le statoréacteur, qui est le moteur à propulsion à réaction le plus léger et le plus simple, nécessitait généralement une grande vitesse pour générer de la poussée, souvent grâce à un propulseur solide fusée. Cependant, malgré cette limitation, il était toujours préféré comme centrale électrique pour les vols à grand vitesse sur de longues distances dans l'atmosphère en raison de sa fiabilité exceptionnelle [5].

Le statoréacteur, conçu en 1913 par l'ingénieur français René Lorin, a connu son premier vol autonome à mach 0.85 avec le Leduc 010, véhicule propulsé par statoréacteur conçu par l'ingénieur français René-Leduc. Depuis lors et jusqu'à la fin des années 1960, plusieurs pays, dont la France et l'URSS, ont réalisé d'important efforts pour développer des missiles surface-air ou sol-sol propulsés par statoréacteur, capable de voler au-delà de Mach 1. En 1973, lors

de la guerre du kippour, le missile SA6 soviétique, propulsé par statoréacteur avec accélération intégré a démontré sur le terrain l'efficacité de cette technologie [6].

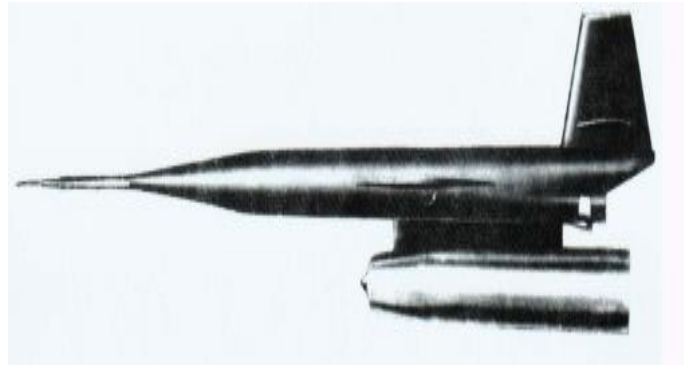


Figure I. 1 : Statoréacteur Boeing/Marquardt [5]

I.2.1 Mécanismes d'instabilités

Avant d'aborder les recherches spécifiques sur les statoréacteurs ou les configurations à élargissement brusque avec entrées d'air latérales, il est important de comprendre les mécanismes sous-jacents qui peuvent causer des instabilités dans de telle configuration Trois principaux mécanismes peuvent être examinés en premier lieu [7] .

I.2.1.1 Instabilités thermo-acoustiques

Les instabilités de combustion sont souvent associées à un couplage avec les ondes acoustique du système, ce phénomène a été décrit pour la première fois par Rayleigh en 1870. Rayleigh a introduit la notion de couplage entre les ondes acoustiques propres d'une géométrie et les fluctuations de dégagement de chaleur issues de la combustion. Lorsque ces deux oscillations sont en phase, le phénomène est amplifié et l'instabilité apparait, c'est ce qu'on appelle les instabilités thermo-acoustique [7].

On distingue principalement deux types de modes acoustiques : les modes à basse fréquence et ceux à haute fréquence. Les modes à basse fréquence sont associés à des fréquences allant jusqu'à quelques centaines de Hertz (100Hz-800) et sont liés à des modes longitudinaux, fréquemment rencontrés dans les statoréacteurs. Ces phénomènes sont importants à prédire car ils peuvent interagir avec les chocs et entraîner le désamorçage du col, ce qui est dramatique pour le fonctionnement du propulseur. En ce qui concerne les modes à haute fréquence, c'est-à-dire de l'ordre de plusieurs milliers de Hertz (1000Hz-5000Hz), ils sont liés à une activité

transverse/radiale dans la chambre de combustion. Un mode très haute fréquence, appelé le ‘‘screech’’, a été particulièrement bien défini, dans lequel le couplage entre les tourbillons en arrière de l’accroche de la flamme et le premier mode acoustique transverse de la chambre est mise en avant. Bien que ces instabilités puissent affecter la tenue de la chambre de combustion, elles ont généralement un impact moindre sur le fonctionnement du propulseur par rapport aux modes à basse fréquence, Elles ont également une amplitude plus faible que les basses fréquences et peuvent être relativement facilement contrôlées par des vannes ou des haut-parleurs. Les modes à basse fréquence, y compris les battements en volume, ont été largement étudiés en 1980 [7].

I.2.1.2 Instabilités aérodynamiques

L’étude des équations d’Euler révèle l’existence de différents types d’ondes se propageant à des vitesses différentes dans un écoulement. Les modes acoustiques ont une vitesse similaire à celle de l’écoulement, modifiée par la vitesse du son. Deux autres types d’ondes, les ondes de vorticités et les ondes entropiques, peuvent également se propager à la vitesse de l’écoulement, mais se distinguent des ondes acoustiques car elles ne sont pas directement liées aux fluctuations de pression.

Les ondes entropiques représentent les variations de température présentes dans l’écoulement, par exemple dues à la combustion, et peuvent réagir avec la sortie de la tuyère d’un statoréacteur, se réfléchissant en ondes acoustiques. Elles contribuent également au bruit de combustion, à la fois directement et indirectement. De plus, ces ondes peuvent être générées au niveau de l’entrée du diffuseur lors du mouvement du réseau de chocs, qui est caractéristique d’un saut d’entropie.

Les ondes de vorticités sont similaires aux instabilités des écoulements cisailés et sont observées dans les statoréacteurs à prises d’air latéral. Dans de telles configurations, deux jets se distinguent : ceux en aval du diffuseur d’entrée d’air ou en sortie d’injection de carburant, et ceux niveau des entrées d’air dans la chambre de combustion principale, ou une compétition entre jets opposés peut se produire (problème des jets impactant).

L’interaction de jets impactant a été peu étudiée, bien qu’elle soit un sujet essentiel pour décrire l’écoulement dans une chambre à élargissement brusque avec des prises d’air latérales. En effet la qualité du mélange et les différentes zones de recirculation dépendent principalement de

l'interaction entre les jets, qui permet de remplir le dôme d'air et d'améliorer le mélange là ou la combustion au lieu.

La stabilité d'un écoulement à contre-courant d'un fluide incompressible et non visqueux, montrant que l'écoulement est stable pour de petites perturbations sinusoïdales à l'entrée, et que deux mécanismes entrent en compétition : d'une part, l'instabilité de Kelvin-Helmholtz (cisaillement) qui amplifie les perturbations, et d'autre part, l'étirement imposé par l'accélération du fluide non perturbé qui les atténue. Le concept d'image miroir a été introduit pour décrire cette compétition entre jets [7].

I.2.1.3 Instabilités liées aux chocs dans les diffuseurs des entrées d'air

Les diffuseurs des entrées d'air des statoréacteurs sont une composante clé du système propulsif, car ils permettant de réguler le débit et de fournir la compression nécessaire pour le cycle de Joule-Brayton. En fonction des conditions de fonctionnement, notamment la pression statique dans la chambre, un réseau de chocs peut se former en aval du diffuseur. Il est important de noter que plus la pression statique de la chambre est élevée, plus le réseau de chocs se déplace en amont. Les niveaux de pression dans la chambre peuvent ainsi affecter le fonctionnement des entrées d'air et perturber le réseau de chocs. Ces effets peuvent varier en intensité, allant de la diminution de l'efficacité des entrées d'air au désamorçage ou pompage des ondes de chocs, ce qui peut avoir des conséquences catastrophiques. Des études menées en 1983 ont également montré que les chocs dans les diffuseurs peuvent déclencher une instabilité [7].

I.2.1.4 Etude expérimentale des instabilités dans un statoréacteur à prise d'air latérale

Suite à de nombreuses études sur les statoréacteurs, la stabilité de ces moteurs a été identifiée comme un enjeu crucial pour les succès. Ainsi, divers montages expérimentaux ont été dédiés à la recherche sur leur stabilité. En particulier, les instabilités longitudinales ont été étudiées dans le cas d'un écoulement réactif dans un statoréacteur à prise d'air latéral avec un angle de 60° et une injection de carburant dans les manches. Pour cela, un solveur 1D acoustique a été utilisé pour relier les modes longitudinaux présents dans la chambre aux premiers modes acoustiques, avec des succès variables en raison de la non-prise en compte des importances d'entrée, de la combustion dans le fut principal et des effets de Mach non nuls. En faisant varier la longueur des manches ou la longueur du fut, Différents modes longitudinaux ont été excités de 300Hz. Pour la configuration de référence, le deuxième mode longitudinal a été excité. En augmentant la longueur des manches, le troisième mode a été excité, tandis que la diminution

de la longueur du fut a fait apparaître deux modes à environ 300 et 400Hz, caractéristiques des deux modes précédents. Le résultat le plus important a été obtenu pour des régimes proches de l'extinction pauvre, ouy un autre mode est apparu à une fréquence plus basse d'environ 130Hz, et ou le fut oscille en phase, ce mode étant identifié comme le mode de volume [7].

I.3 Généralité sur les moteurs à réaction

I.3.1 Bref histoire

Effectivement, depuis des siècles, l'homme a été fasciné par le vol des oiseaux et a cherché à imiter leur capacité à voler. Au XIV siècle, les premiers dispositifs ont été conçus pour imiter les battements d'ailes des oiseaux, mais sans succès. Ce n'est qu'au cours de la période allant de 1850 à 1900, avec la révolution industrielle, que d'importantes avancées ont été réalisées grâce à la mise en place de systèmes motorisés. Enfin, l'homme a pu voler dans les airs [8].

Pendant la seconde guerre mondiale, le docteur allemand Von Ohain et Ernst Heinkel ont collaboré pour créer le Heinkel He 178 [9].

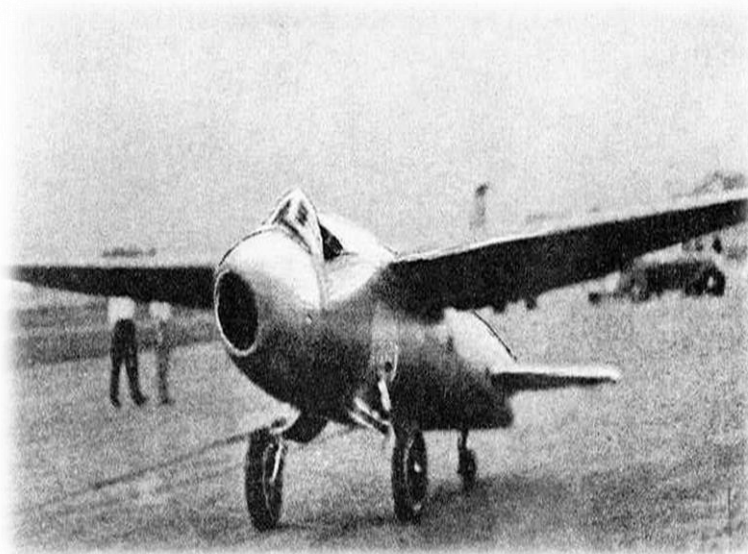


Figure I. 2: Heinkel He 178 [9]

Le premier avion équipé d'un turbo réacteur allemand. Cependant, les premiers prototypes de réacteur étaient peu fiables et peu performante, ce qui les a écartés des avions de production en série, car les ressources étaient limitées pendant la guerre et on préférait développer des avions à hélices déjà éprouvées. Néanmoins, le Messerschmitt Me262 " Schwalbe " le premier chasseur à réaction opérationnel, a été considéré comme révolutionnaire en raison de sa vitesse

et de son armement supérieur par rapport aux chasseurs traditionnels. Bien qu'il fut moins maniable et ait une accélération plus lente, il été produit en série [9].



Figure I. 3 Messerschmitt Me262 [9]

Merci à l'Anglais Frank Whittle (années 1930) pour la construction de ce nouveau type de lecteur. Grace à la célèbre course aux armements des années 1940, nous avons pu innover plusieurs projets qui ont bénéficié de la technologie aéronautique de pointe. En 1940, les Italiens Caproni et Campini ont effectué des tests utilisant le principe de réaction, mais les résultats n'étaient pas suffisants et la force d'impact n'était pas assez forte pour impressionner l'ennemi pendant la guerre [8].

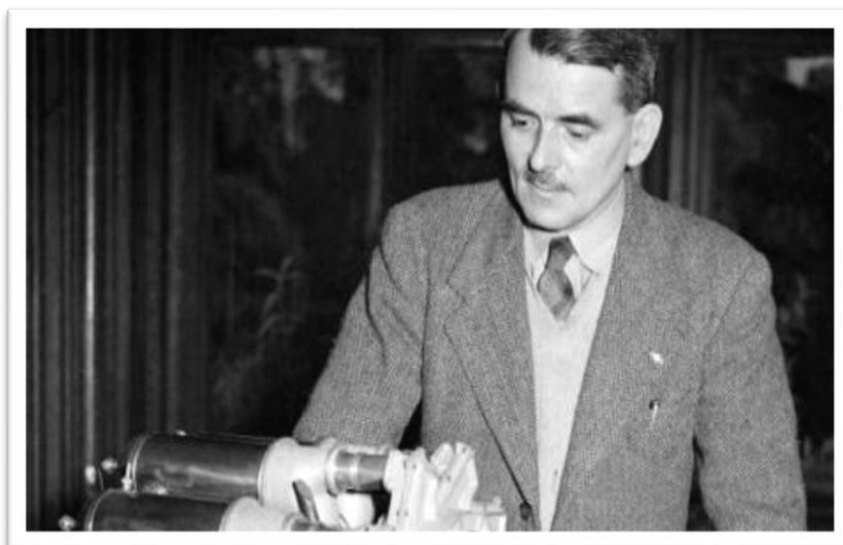


Figure I. 4 : Frank Whittle en 1930 [8]

Après la SECONDE Guerre mondiale, de nouvelles avancées technologiques ont été réalisées dans l'aviation, notamment avec le développement des turbopropulseurs, turbofans, poste combustion et statoréacteurs dans les années 1940 et 1950. Le franchissement du mur du son en 1947 a également ouvert la voie au développement d'avion supersonique. Ces progrès ont marqué une période de rapidité dans le domaine de l'aviation, avec des avancées technologiques significatives pour améliorer l'efficacité, les performances et la vitesse des avions [9].

I.3.2 Définition de la propulsion

La propulsion des avions à réaction repose sur trois branches de la science physique La thermodynamique, l'aérodynamique et la mécanique. La thermodynamique est utilisée pour comprendre et optimiser les processus de combustion et de transformation de l'énergie chimique en énergie cinétique pour générer un jet propulsif L'aérodynamique permet de maximiser la poussée en utilisant la forme des conduits d'admission et de sortie pour accélérer le flux d'air Le principe de l'action et de la réaction de la mécanique est utilisé pour générer une force de poussée en sens inverse en expulsant les gaz brûlés forme de jet d'échappement à haute vitesse. En combinant ces principes, les avions à réaction sont capables de voler efficacement à haute vitesse dans l'atmosphère [10].

I.3.3 Définition de la réaction

Le principe de l'action et de la réaction, qui est une loi fondamentale de la physique, stipule que lorsque l'on exerce une force sur un objet, cet objet réagit en exerçant une force égale mais

sens opposé. Un exemple concret de ce principe est observable dans le cas d'une barque dans l'eau d'un étang : lorsque l'on tire sur les rames pour déplacer, la barque avance en réaction à la force exercée par les rames sur l'eau. De même, lorsque l'on saute de la barque, la barque se déplace vers l'arrière en réaction à la force exercée par notre saut vers l'avant.

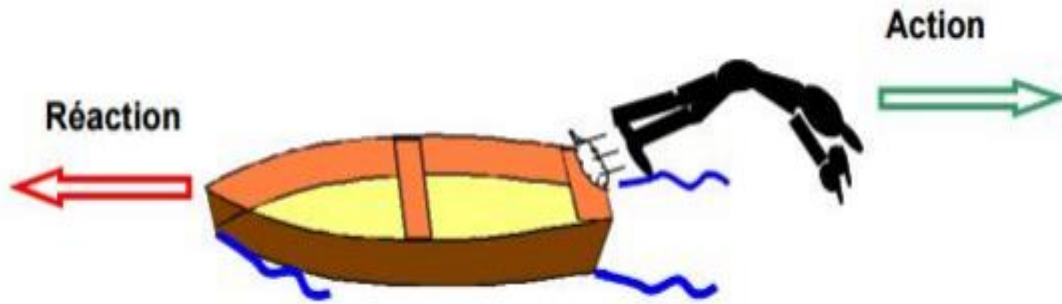


Figure I. 5: Exemple d'action et de réaction

Ce principe s'applique également à d'autres situations courantes comme la marche à pied ou la propulsion d'une voiture, ou les objets réagissant en exerçant une force égale mais en sens opposé pour engendrer un mouvement [10].

I.3.4 réaction par jet

L'expérience du ballon de baudruche démontre le principe de réaction par jet, ou le ballon se déplace dans l'espace en réaction à l'échappement de l'air qu'il contient. Lorsque vous gonflez un ballon de baudruche et que vous le relâchez, l'air sortant de l'embouchure avec une certaine vitesse (représentée par VI) crée une action qui pousse le ballon dans la direction opposée avec une vitesse équivalente (représentée par VII), conformément à la troisième loi de Newton sur l'action et la réaction. Ce phénomène est dû à la conservation de la quantité de mouvement totale du système composé du ballon et de l'air qui s'échappement.

La Figure I.6 ci-dessous explicite le phénomène

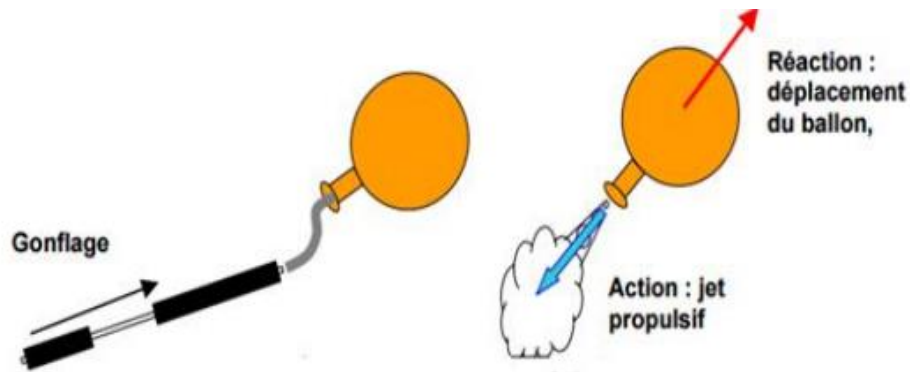


Figure I. 6: Exemple action et réaction par jet

En somme, le ballon de baudruche en mouvement illustre comment l'air s'échappant crée une réaction par jet qui propulse le ballon dans la direction opposé, en accord avec le principe fondamental d'action et de réaction de la physique [10].

I.3.5 Type de propulseur à réaction

Il existe deux types de propulsion

- **Propulsion par jet direct** : Un moteur à réaction direct qui produit une force vers l'avant appelée poussée qui s'oppose à la traînée. Ces moteurs comprennent les familles de turboréacteur et de moteur fusées.
- **Propulsion par jet indirect** Ainsi, une force dite force de traction est produite par l'hélice, la liaison intermédiaire qui convertit l'énergie mécanique du moteur thermique en énergie propulsive. Un moteur est une machine constituée d'un moteur thermique qui fournit l'énergie nécessaire à la propulsion d'un aéronef et à l'alimentation des équipements et services embarqués (électricité, génération d'air). On peut classer sur un organigramme les types des moteur à réaction comme suivant [11].

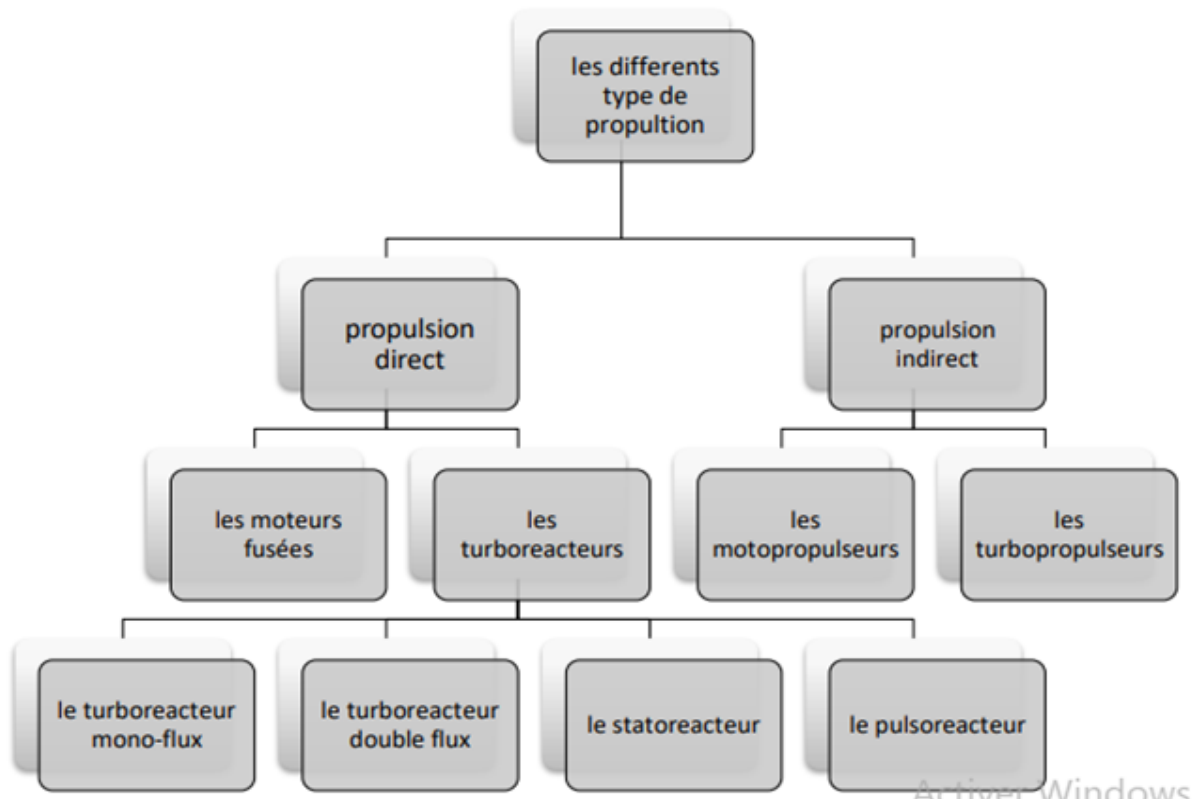


Figure I. 7: Organigramme de type de moteur à réaction

I.3.6 classification des moteurs à réaction

I.3.6.1 Propulsion directe

I.3.6.1.1 Moteur fusée

Il s'agit d'un moteur fusée utilisant une tuyère pour éjecter les gaz de combustion à grande vitesse, ce qui le rend simple et rapide pour atteindre des vitesses supérieures à 1500 Km/h. Une caractéristique avantageuse de ce type de moteur est qu'il peut fonctionner à la fois dans l'atmosphère et dans l'espace (vide), car il transporte à la fois le comburant et le carburant nécessaires à la génération des gaz de combustion. Contrairement à d'autres types de moteurs à réaction, qui utilisent l'air ambiant comme comburant, ce moteur n'a besoin que de transporter le carburant à bord de l'engin, généralement du kérosène. Cependant, il est important de noter que les moteurs à réaction sont complexes et nécessitent une technologie de pointe pour leur conception, leur fabrication et leur utilisation en toute sécurité. Ils sont largement utilisés dans l'aviation et l'aéronautique pour propulser divers types d'aéronefs et de missiles [12].

Avec bloc de combustible solide annulaire sur la paroi.

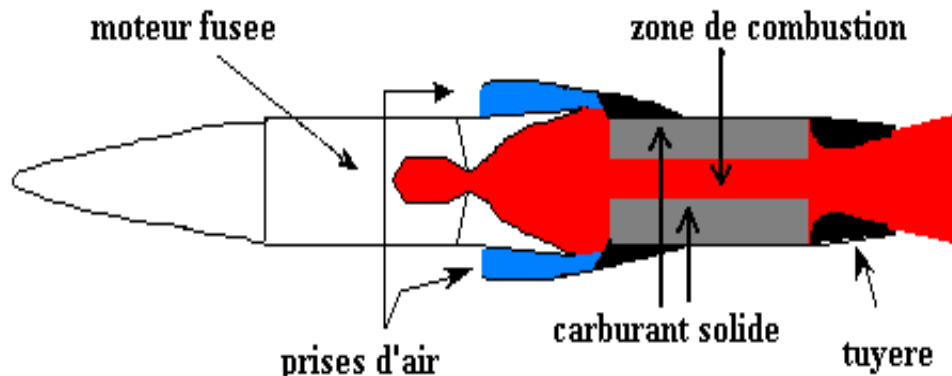


Figure I. 8: Coté fusée [13].

I.3.6.1.2 type des moteurs fusés

I.3.6.1.2.1 moteur à ergols liquide

D'une fusée pour produire une combustion qui génère une propulsion. Les deux types d'ergols utilisés dans les propergols liquides sont le carburant (réducteur) et le comburant (oxydant).

- **carburant (réducteur):** est généralement un liquide inflammable, tel que le kérosène, le méthanol, l'éthanol ou d'autres alcools méthyliques. Il est responsable de fournir le carbone et l'hydrogène nécessaires à la combustion.
- **comburant (oxydant):** est un liquide oxygéné ou contenant de l'oxygène, tels que l'oxygène liquide (LOX) ou l'acide nitrique. Il est responsable de fournir l'oxygène nécessaire pour la combustion du carburant.

Ces deux ergols sont stockés sous pression dans des réservoirs distincts à l'intérieur de la fusée. Lorsque les propergols sont injectés dans la chambre de combustion, ils sont immédiatement allumés, provoquant une réaction chimique qui génère des gaz chauds produit une propulsion qui propulse la fusée dans l'espace. L'utilisation de propergols liquide permet un contrôle plus précis de la propulsion, car la quantité d'ergols injectée dans la chambre de combustion peut être ajustée temps réel pour réguler la poussée de la fusée. C'est pourquoi les propergols liquides sont couramment utilisés comme système de propulsion dans les fusées modernes [14].

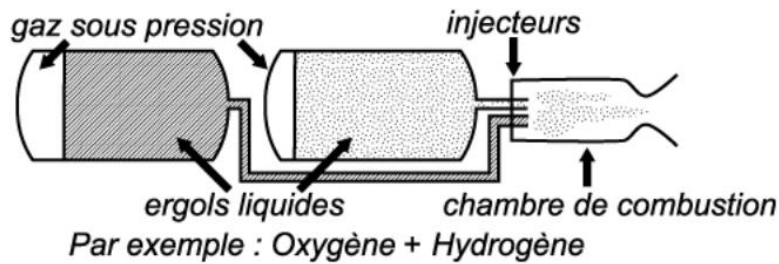


Figure I.9: mélange Oxygène+Hydrogène [14].

I.3.6.1.2.2 Ergol hypergoliques

Les ergols hypergoliques possèdent une propriété unique qui leur permet de s'enflammer instantanément dès qu'ils entrent en contact, ce qui facilite la conception des moteurs. Le moteur utilisé pour remonter le module lunaire lors de la mission Apollo, ainsi que les moteurs de manœuvre de la navette spatiale, sont des exemples de cette utilisation. Cette caractéristique permet de simplifier le processus d'inflammation des ergols, ce qui contribue à la fiabilité et l'efficacité des moteurs [15].

I.3.6.1.2.3 Moteur à ergols cryogéniques

Les moteurs utilisés dans les missions spatiales utilisent des ergols cryogéniques, qui sont des carburants stockés à très basses températures. Le seul couple d'ergols de ce type utilisé dans des situations réelles est composé d'oxygène liquide et d'hydrogène liquide. Cet exemple est donné en citant plusieurs moteurs qui utilisent ce couple d'ergols, tels que le moteur principale de la navette spatiale américaine, le moteur principale d'Ariane 5 et le moteur principal d'Énergie [15].

I.3.6.1.2.4 Moteur à ergols solide

Le moteur est constitué d'un corps de propulseur rempli de propergol. Le propergol solide peut être préformé avant d'être inséré dans le corps du propulseur, ou bien il peut être coulé dans le corps et solidifié par cuisson sur place (Figure I.10) [16].

I.3.6.1.2 Turboréacteur

Les chercheurs ont proposé d'autres types de moteurs pour résoudre les limitations des statoréacteurs et pulsoréacteur, en utilisant un compresseur alimenté par une turbine qui est actionnée par le flux de gaz brûlés éjectés par la tuyère. Ce concept est connu sous le nom de

turboréacteur (voir Figure I.11) et efficace pour des vitesses d'aéronefs allant de 600 à 2200 Km/h. Après avoir été partiellement détendus dans la turbine, les gaz sont éjectés par la tuyère, achevant ainsi leur détente et générant une énergie de pression qui produit la poussée du moteur.

Il est important de noter cette détente se fait lors de l'injection des gaz par la tuyère, et non par leur échappement [12].

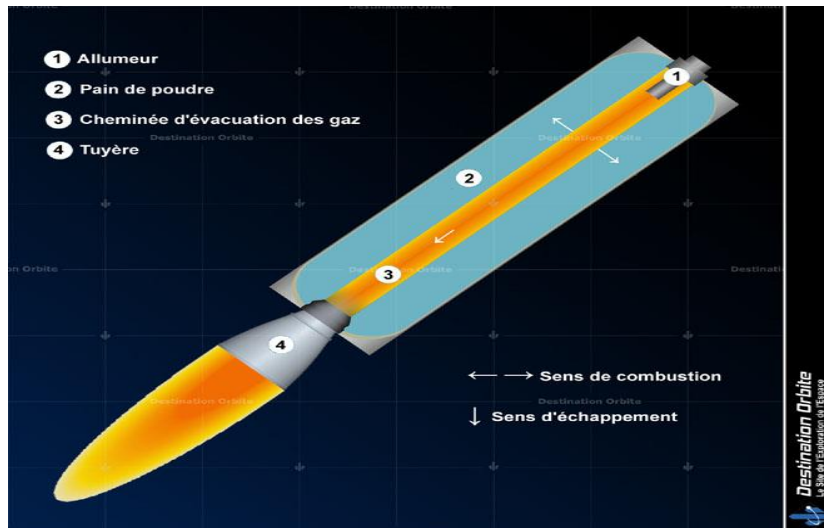


Figure I. 10: Moteur à ergol solide [17].

I.3.6.1.2 .1 Turboréacteur A Double Flux

Le double flux est une variante largement utilisée du turboréacteur, dans laquelle le compresseur est divisé en deux éléments distincts : l'élément haute pression qui alimente la chambre de combustion, et l'élément basse pression qui envoie de l'air se mélanger directement avec les gaz de combustion dans la tuyère (voir figure I.12). L'élément basse pression,

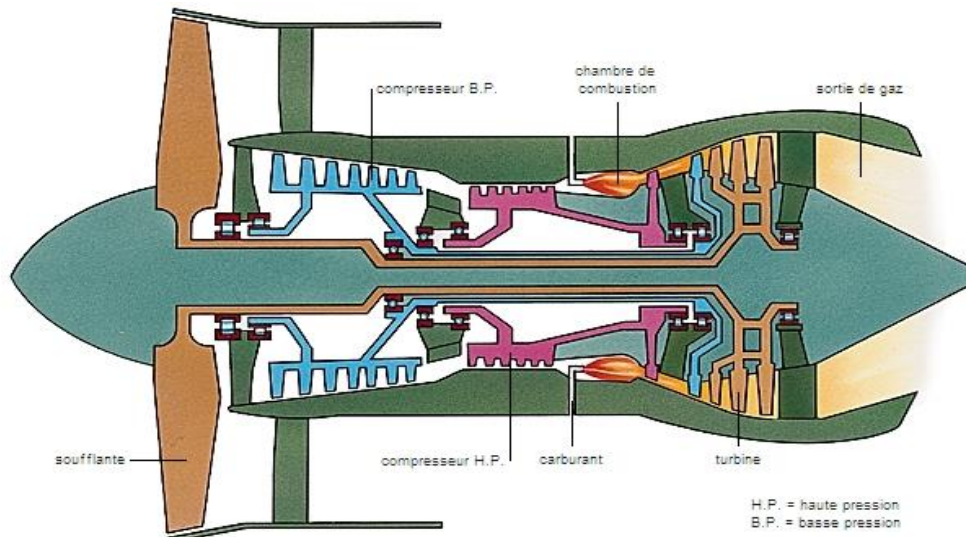


Figure I. 11: Turboréacteur [18].

Également appelé ‘corps froid’ en opposition au reste du réacteur appelé ‘corps chaud’, est en réalité une soufflante de grand diamètre qui entoure le réacteur. Cette configuration améliore le rendement du moteur, qui devient d’autant plus efficace que le rapport entre la quantité d’air froid et d’air chaud, appelé ‘taux de dilution’, est plus élevé, atteignant ainsi un optimum.

Le concept du double flux est adapté aux nombres de Mach de vol modérés (environ 0.8) et présente plusieurs avantages, tels qu’une réduction de la consommation de carburant et une diminution du bruit par le moteur [12].

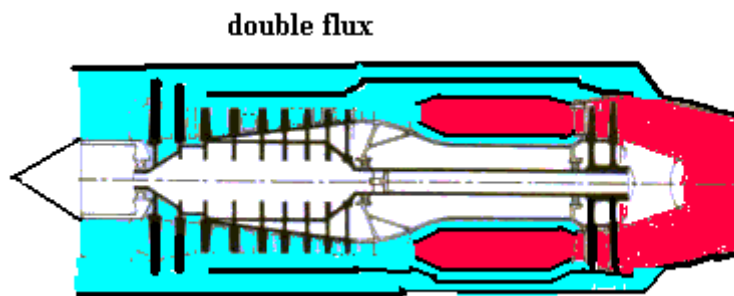


Figure I. 12: Turboréacteur à double flux [19].

I.3.6.1.2 .2 Turboréacteur A Double Corps

Il est pratiquement impossible d’augmenter le nombre d’étages au-delà de 12 afin d’augmenter le taux de compression du compresseur (pour des raisons aérodynamiques, les compresseurs axiaux ont un rapport étendu mais tournent à des vitesses différentes). Entraînement par chacun : une turbine particulière ou les deux les turbines sont coaxiale (Fig. I.13) une telle solution est

indispensable si l'on veut atteindre des taux de compression élevés avec des rendements acceptables à tous les régimes [12].

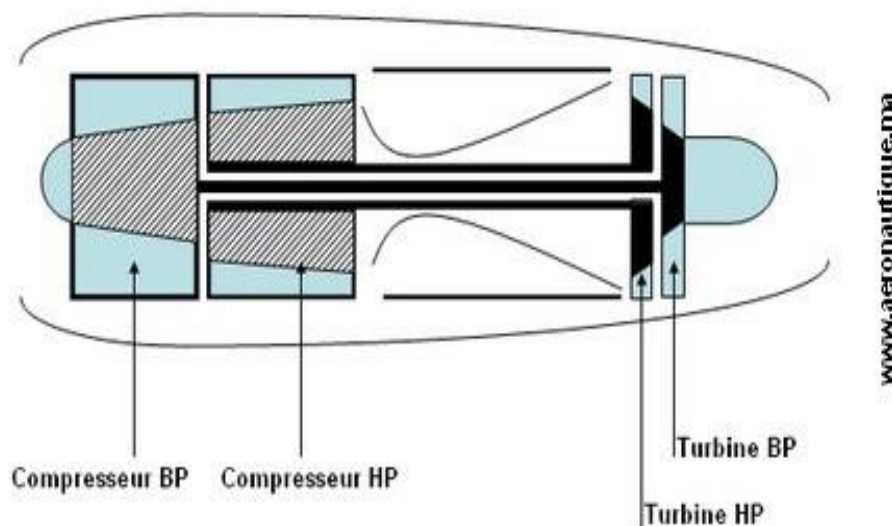


Figure I.13: Turboréacteur à double corps [20].

I.3.6.1.2 .3 Turboréacteur A Double Flux Avec Post-Combustion

La poste-combustion est une technique utilisée dans les turboréacteurs généralement utilisés dans les avions militaires pour obtenir une poussée supplémentaire, notamment lors du décollage et de l'accélération de l'avion. Elle consiste à injecter du combustible dans les gaz sortant de la turbine, qui contiennent encore de l'oxygène, afin de provoquer une combustion supplémentaire et ainsi augmenter la vitesse d'injection et la poussée dans la partie de la tuyère (voir Fig. I.14).

Cela peut permettre d'atteindre des températures élevées, jusqu'à 1700°C. La poste-combustion peut contribuer à environ 30 à 40% de la poussée totale, mais elle a une consommation de carburant très élevée, pouvant être jusqu'à 5 fois celle d'un réacteur sans poste-combustion. Par conséquent elle est généralement utilisée pendant de courtes périodes, ne dépassant pas quelque minute [12].

I.3.6.1.2 .4 Statoréacteur

Le statoréacteur fonctionne selon le même principe de "compression-combustion-détente" que les turboréacteurs, mais avec une différence fondamentale : ils n'ont pas de pièces mobiles, comme un compresseur ou une turbine. La compression est réalisée uniquement par l'entrée

d'air dans la manche, à condition que le statoréacteur soit en mouvement. Ainsi, un statoréacteur se présente sous la forme d'un grand tuyau avec une chambre de combustion au centre (Fig. I.15) [2].

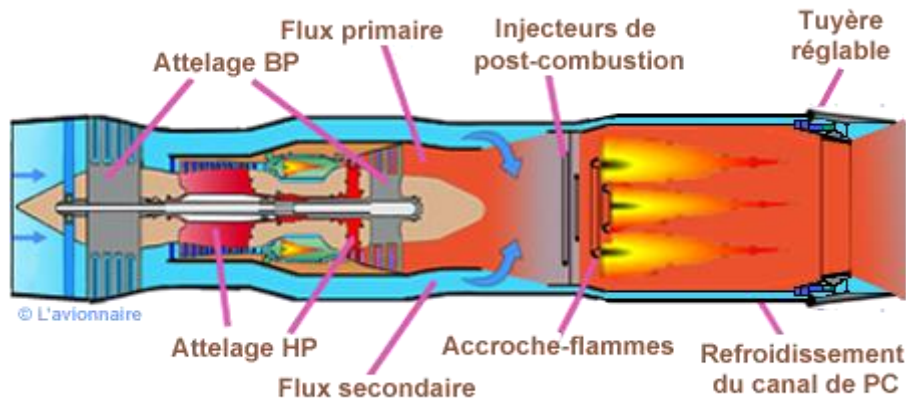


Figure I.14: Turboréacteur à double flux avec postcombustion (réchauffe) [21] .

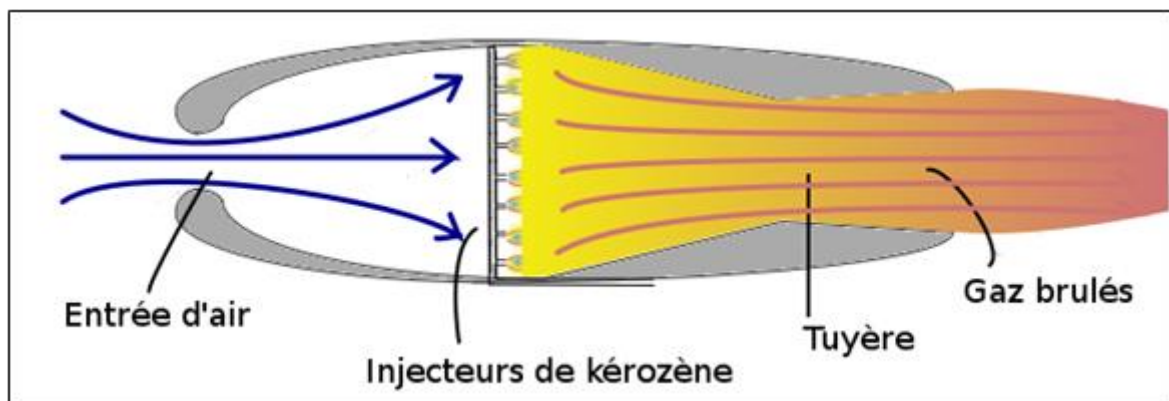


Figure I. 15: Statoréacteur [22] .

I.3.6.1.3 Pulsoréacteur

Pour éviter le problème de ne pas pouvoir démarrer seul, certains propulseurs utilisent une alternance de phases d'admission, de combustion et d'injection, régulée par des volets mobiles qui contrôlent l'arrivée d'air. Une autre approche consiste à utiliser le principe de la résonance acoustique dans le tuyau, comme dans le cas de l'Escopette de Snecma il y a environ cinquante ans, qui constituait une grande partie de la structure de pulsoréacteur. Cependant, ces propulseurs sont peu utilisés en raison de leur bruit élevé et leur consommation de carburant importante (voire Fig. I.16) [2].

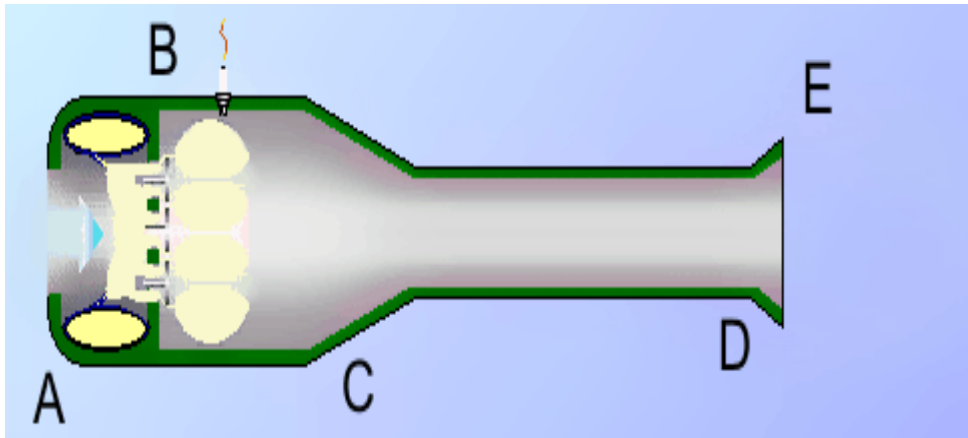


Figure I.16: Pulsoréacteur [23].

- Admission d'air et injection de carburant
- Clapet
- Chambre de combustion
- Tuyère
- Ejection des gaz [23]

I.3.6.1.4 Turbomoteur propulsif

L'ensemble comprend un compresseur. Souvent une chambre de combustion de type axial et une turbine montée sur le même arbre que le compresseur assurant la détente des gaz de combustion. Ces derniers peuvent être utilisés pour répliquer les performances directement (tuyères) ou indirectement (hélice, autres systèmes mécaniques) à haute température. Ces types de moteurs peuvent produire suffisamment de poussée pour faire décoller l'avion. Leurs cycles thermodynamiques sont altérés. Surtout à haute altitude, par claquement, compression (la pression dynamique à l'entrée ne tient plus sa valeur au sol). Les moteurs de cette catégorie sont divisés en deux parties : les moteurs de propulsion terrestres et aéronautique [12].

I.3.6.1.4.1 Turbomoteur de propulsion terrestre

Le moteur à turbine à gaz utilisé pour la propulsion des véhicules terrestres tels que les voitures et les bateaux comprend les mêmes éléments principaux que celui utilisé dans d'autres applications, à savoir un compresseur, une chambre de combustion et une turbine. Cependant, des modifications spécifiques sont apportées pour répondre aux exigences particulières de ces véhicules. Par exemple, dans le cas des voitures, le compresseur axial est généralement

remplacé par un compresseur centrifuge afin de réduire la taille globale du système propulsif. (Voir Fig. I.17) [12].

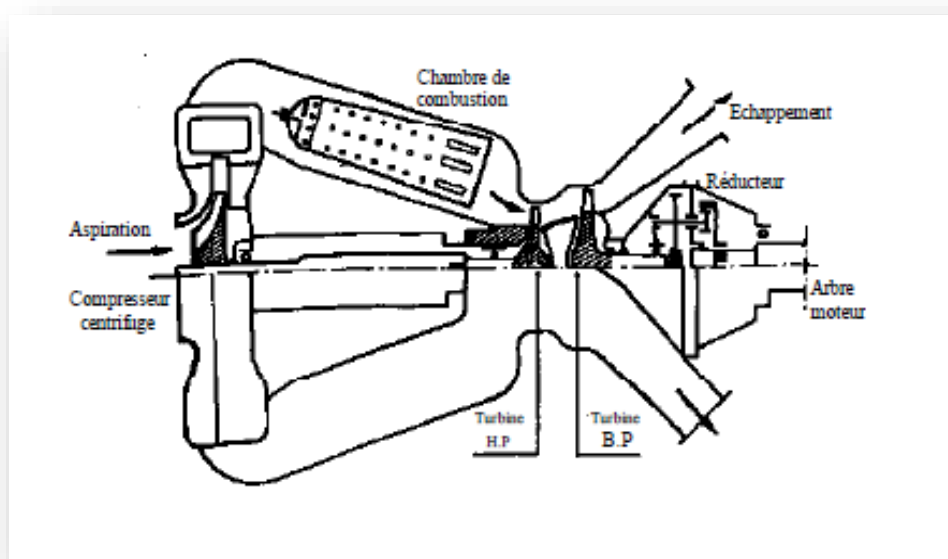


Figure I.17: Turbomoteur pour voiture [12].

I.3.6.1.4.2 Turbomoteur De Propulsion Aéronautique

En plus des trois éléments principaux mentionnés précédemment, on peut également trouver une tuyère qui génère directement la poussée en relâchant les gaz chauds. Différentes versions de ces systèmes de propulsion existent, on peut les distinguer comme suit [12].

I.3.6.2 Propulsion indirect

I.3.6.2.1 Turbopropulseur

Le turbopropulseur est un type de moteur de propulsion aéronautique qui utilise l'énergie calorifique d'un combustible, généralement du kérosène, pour produire principalement de l'énergie mécanique. Une partie de cette énergie est utilisée pour actionner une hélice ou un rotor, tandis que le reste est transformé en énergie cinétique pour créer une poussée additionnelle. (Voir Fig. I.18) [12].

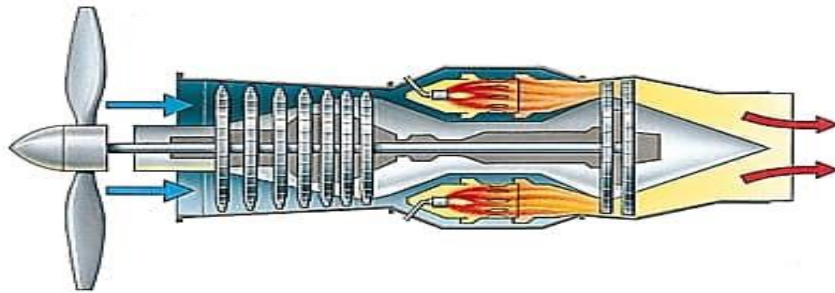


Figure I.18: Turbopropulseur [24] .

En d'autres termes, le turbopropulseur combine les modes de propulsion des moteurs à piston et des moteurs à réactions. Pour adapter la vitesse de l'hélice à des contraintes techniques, un réducteur de vitesse est utilisé sur l'arbre du compresseur pour abaisser la vitesse de rotation de l'hélice par rapport à celle du compresseur.

Cela est nécessaire car la vitesse de rotation de l'hélice ne peut pas dépasser une certaine limite, généralement liée à un nombre de Mach de vol de 0.5. Au-delà de cette limite, le rendement de l'hélice diminue, car l'extrémité des pales disperse l'énergie reçue sous forme d'ondes de choc, ce qui entraîne une diminution de l'efficacité de la propulsion. (Voir Fig. I.19) [12].

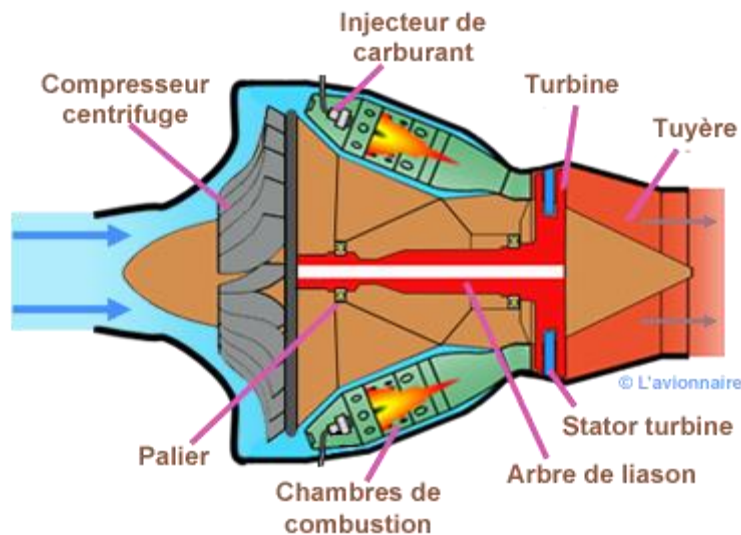


Figure I.19: Turbopropulseur avec compresseur centrifuge [21].

I.3.7 Domaine d'applications du moteur à réaction

La propulsion à réaction est principalement utilisée dans les avions à grande vitesse, les avions à haute altitude, les missiles et les engins spatiaux. La source d'énergie est un carburant à haute

énergie qui brûle sous haute pression pour produire une grande quantité de gaz, ce qui entraîne une vitesse d'échappement élevée. Dans le cas de la combustion, le comburant peut être de l'oxygène atmosphérique injecté dans le moteur puis comprimé, et le véhicule peut également stocker du carburant pour que le moteur devienne autonome. Les moteurs qui utilisent de l'air comprennent les turboréacteurs, les turbosoufflantes, les turbopropulseurs, les statoréacteurs, les jets à impulsions et les moteurs non atmosphériques sont communément appelés moteurs-fusées [25].



Figure I.20: L'avion (opérationnel) le plus rapide de l'histoire [26].

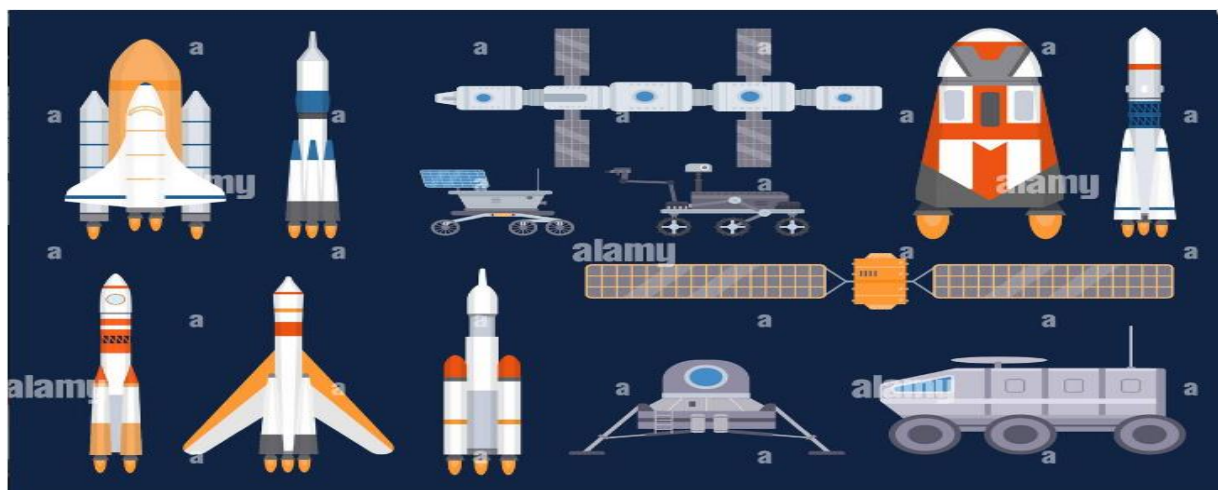


Figure I.21: Technologie des Engin spatiaux [27].

I.3.8 Fonctionnement du moteur à réaction

Comme la plupart des gens, nous volons sans trop réfléchir au fonctionnement réel des moteurs à réaction. Il serait donc intéressant d'élaborer un peu sur le prochain vol afin que vous puissiez

comprendre d'où vient cette grande force. Mais la colonne suivante sur le moteur à réaction comporte trois parties.

L'épisode d'aujourd'hui couvre les principes de basse et un type spécifique de moteur à réaction. Le turboréacteur. Dans la deuxième colonne, nous aborderons les turboréacteurs (type supersonique militaire), les inversions de poussée à l'atterrissage et les postcombustions.

Enfin, dans ma dernière chronique, vous pourrez assister au décollage d'un turboréacteur de type turbosoufflante depuis le cockpit d'un avion commercial [28].

Dans un moteur à réaction, l'augmentation d'énergie est réalisée en deux étapes successives par deux corps creux adjacents. Dans un compresseur, l'action des forces ondulatoires mécaniques augmente la pression du flux d'air. Chauffant l'air comprimé dans la chambre de combustion ou échauffant fortement le gaz.

La première station du moteur où le travail est extrait des gaz chauds est la turbine. Au fur et à mesure que le gaz se dilate et accélère et sort de la turbine, le gaz est accélère à travers la tuyère d'échappement, convertissant toute énergie thermique disponible restante en énergie cinétique.

Le fonctionnement d'un moteur à réaction est souvent décrit par analogie avec un moteur à piston à quatre temps. Dans les deux cas, le gaz est traité en quatre étapes aspiration, compression ; combustion et détente.

La différence fondamentale est que dans un moteur alternatif, les quatre processus se déroulent dans un cylindre alors que un moteur à réaction, il existe des composants distinct associés à chaque processus et dans un moteur à piston, ils sont intermittent alors que dans un moteur à piston, le cycle est continu [29].

I.4 Principe de fonctionnement du statoréacteur

Le principe de fonctionnement du statoréacteur repose sur l'utilisation de la force d'inertie de l'air pour générer une poussée propulsive. Les étapes de l'évolution des gaz dans la machine sont comme suit, figure I.22 :

- **Exigence de vitesse initiale :** Pour qu'un statoréacteur fonctionne efficacement, il doit atteindre une vitesse initiale spécifique, souvent obtenue par un autre système de propulsion tel qu'une catapulte, un lanceur ou un moteur-fusée.

- **Compression d'air** : L'air ambiant est aspiré par l'avant du statoréacteur par une prise d'air. Certaines conceptions peuvent utiliser des compresseurs pour pressuriser l'air avant qu'il n'entre dans le statoréacteur.
- **Mélange de carburant et combustion** : Dans le statoréacteur, du carburant (habituellement du kérosène) est injecté dans l'air comprimé. Le mélange carburant-air est ensuite enflammé par une bougie d'allumage ou un autre système d'allumage, ce qui entraîne une combustion continue.
- **Expansion des gaz** : Lorsque le carburant brûle, des gaz chauds sont produits sous haute pression. Ces gaz sont évacués vers l'arrière par une ou plusieurs tuyères. Lorsque les gaz s'échappent, ils se dilatent et accélèrent à des vitesses élevées.
- **Poussée** : L'éjection à grande vitesse de gaz chauds crée une force de réaction qui pousse le navire dans la direction opposée. Cette force s'appelle une poussée. Plus la vitesse d'éjection du gaz est élevée, plus la poussée est générée.

Après le lancement, un statoréacteur peut continuer à fonctionner en utilisant l'air ambiant pour la compression et la propulsion. Notez que les statoréacteurs sont plus efficaces à des vitesses supersoniques, où la compression de l'air est la plus efficace et la poussée est la plus grande [30] .

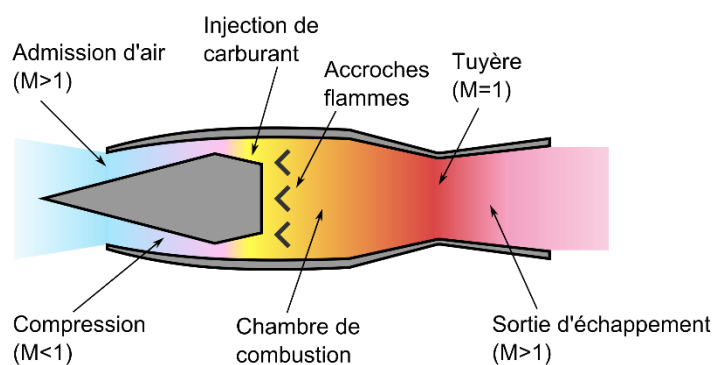


Figure I.22: Fonctionnement du statoréacteur [30].

I.5 Technologie du statoréacteur

En substance, si l'Inde se voit dans l'incapacité d'acquérir des équipements à plus grande portée pour la région Himalaya, elle doit augmenter la portée de ses systèmes d'artillerie actuels. A première vue, cela semble être un défi plus facile à énoncer qu'à réaliser.

Néanmoins, nous sommes à un point où nous pouvons atteindre cet objectif grâce à la technologie des moteurs statoréacteurs. L'incorporation du statoréacteur dans les missiles constitue une évolution naturelle des moteurs-fusées actuels. Toutefois, dans le contexte des armes à feu, cette adaptation s'avère un peu plus complexe.

Pour augmenter la portée d'un canon ou d'une fusée, il est possible d'augmenter la quantité de propergol utilisée. De plus, dans le cas des canons, la portée peut être étendue en allongeant le canon lui-même. Cependant, toute tentative d'accroître la portée en augmentant la quantité de propergol ou la longueur du canon entraîne inévitablement des inconvénients inacceptables en terme de stabilité, de poids, de mobilité et de déploiement. Tous ces facteurs augmentent de manière exponentielle à mesure que la quantité de propergol ou la longueur du canon augmente.

Ces deux approches ont également atteint leurs limites maximales sur le champ de bataille

Pour un système d'armes donné. Dans le cas des canons, l'utilisation de projectiles aérodynamiques bénéficiant de technologie aux fusées et de purge de base a permis d'étendre la portée de 25%, offrant ainsi des solutions partielles. Cependant, même ces avancées technologiques ont atteint leurs limites supérieures. Seule la technologie du statoréacteur peut briser le plafond de portée. L'adaptation de la technologie statoréacteur à un projectile est un processus complexe, tandis que son intégration dans un missile est plus aisée.

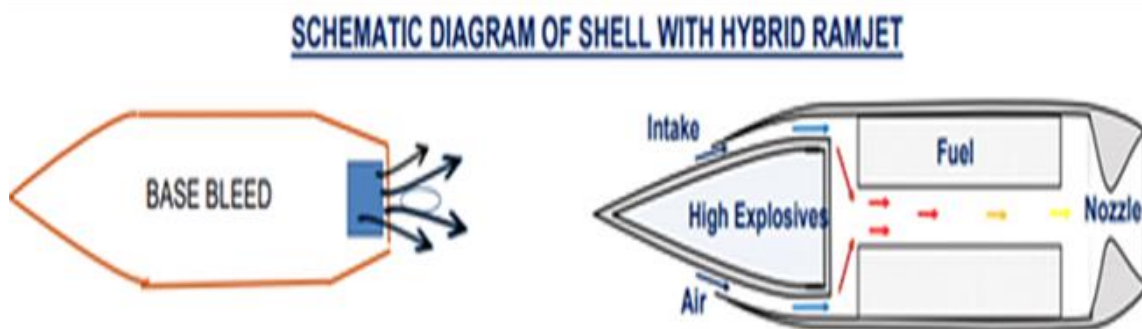


Figure 1.23: Schéma de principe d'obus à statoréacteur hybride

Un statoréacteur est une évolution d'un projectile assisté par fusée, qui intègre un statoréacteur hybride. Contrairement à un moteur-fusée traditionnel, le statoréacteur est un moteur à aspiration d'air, qui utilise un combustible riche et tire le comburant de l'air atmosphérique. Lorsque le projectile avance, l'air est aspiré par l'entrée et comprimé. Cet air comprimé est ensuite injecté dans la chambre de combustion, où il réagit avec le combustible pour produire des gaz à haute température. Toutefois, pour que cette combustion se produise, le projectile doit

être accéléré à une vitesse supérieure à Mach 1, afin que l'air pénètre dans le moteur (chambre de combustion) à une pression élevée. Les gaz de combustion sont ensuite expulsés par une tuyère pour générer une poussée. Heureusement, dans le cas d'un canon d'artillerie, la vitesse de l'obus est suffisamment élevée pour enclencher le statoréacteur. Par rapport au projectile assisté par fusée à purge de base, l'utilisation de moteur statoréacteur permet d'augmenter la portée de 100% [31].

I.6 Configuration du statoréacteur

I.6.1 Principales étapes du développement du statoréacteur

Le développement d'un statoréacteur suit un processus en plusieurs phases, comprenant des étapes successives de développement, des améliorations de conception détaillées et des démonstrations, ainsi que des essais de validation dans diverses conditions de vol. Ce processus exige une recherche expérimentale et un développement considérable.

Par exemple, pour déboguer un missile à statoréacteur déjà opérationnel et le qualifier selon ses exigences dans toutes les conditions de vol, il a été nécessaire de réaliser 600 essais chaque année pendant sept ans. Parmi ces essais, 90% étaient des essais qui ont entraîné la consommation d'environ 80 000 kg de carburant liquide.

La tendance actuelle consiste à qualifier le missile au sol de manière aussi réaliste que possible, afin d'augmenter les chances de succès des essais en vol, qui restent très coûteux. Lors du développement d'un statoréacteur, les étapes suivantes sont nécessaires.

I.6.1.1 Test de conception sur les composants

Cela implique la réalisation de tests d'admission d'air dans une soufflerie et l'amélioration de la chambre de combustion en utilisant des méthodes de visualisation du flux.

I.6.1.2 Tests de tuyaux connectés

Avant de procéder aux essais complets du système de propulsion, il est courant de tester séparément les chambres de combustion des statoréacteurs. L'objectif est d'acheminer de l'air chaud subsonique directement dans la chambre de combustion. Les essais des conduites connectées sont principalement réalisés pour vérifier l'intégrité de la combustion, la conception thermique et structurelle, ainsi que les performances de la chambre de combustion. Ces tests

permettent de mesurer directement la poussée obtenue. En contrôlant précisément les conditions d'entrée, telles que le débit d'air, la température d'entrée et le débit de carburant vers la chambre de combustion, grâce à l'utilisation de l'installation fournissant le débit d'air et de carburant, il est possible d'obtenir des données précises sur les performances de la chambre de combustion. Ainsi, ces tests permettent d'établir des corrélations précises concernant ses performances.

Dans certaine installation d'essai avec conduites connectées, il est possible de simuler un profil temporel complet en contrôlant les vannes d'air, les débits de carburant du réchauffeur, et de la chambre de combustion à l'aide d'un ordinateur. Les configurations des injecteurs de carburant peuvent être modifiées au cours de ces tests pour satisfaire aux exigences de performance spécifique. De plus, l'isolation et d'autres systèmes de protection thermique peuvent être adaptés en fonction des besoins de résistance et d'endurance. Les tests de transition entre une fusée et un statoréacteur constituent également une phase cruciale du développement des systèmes de propulsion intégrés fusée-statoréacteur.

I.6.1.3 Tests de jet libre

Il s'agit de la meilleure méthode de simulation car elle implique l'exposition de l'avant-corps du véhicule à des flux d'air supersonique, reproduisant ainsi les conditions de vol. Les essais en jet libre sont réalisés principalement pour évaluer le fonctionnement et les performances du système de propulsion intégré dans un environnement d'écoulement supersonique. Cela permet d'évaluer la poussée nette du moteur, les performances de la chambre de combustion et les interactions entre le bruleur à piston et l'entrée dans une configuration en jet libre. Les essais en jet libre peuvent également évaluer les effets des charges de poids de vol. De plus, les systèmes de gestion du carburant et d'éjection du réservoir de carburant peuvent être ajoutés en option.

Pour tirer pleinement parti des essais en jet libre, il est essentiel d'inclure autant de systèmes conçu pour le vol que possible, tels que l'avant corps du véhicule, les équipements et les systèmes de télémétrie, les systèmes pyrotechniques et d'allumage, les entrées, les systèmes de gestion du carburant, les systèmes d'alimentation auxiliaires, les systèmes de surpression de combustion, etc..

Dans la configuration de base des essais en jet libre, la totalité du missile est testée. Pour les configurations avec une entrée montée à l'avant, l'entrée est positionnée dans le losange d'essai de la buse et exposée au flux à une vitesse de Mach donnée. Les essais en jet semi-libre sont

souvent utilisés pour les configurations avec une entrée montée à l'arrière, car il est difficile de reproduire exactement les conditions de Mach à l'arrière du missile dans leur intégralité.

Dans le mode jet libre, l'avant-corps est généralement omis et des entrées de jet libre sont montées directement devant les entrées. Cela représente également une option économique pour les configurations avec une entrée à l'arrière, car les essais en jet libre du véhicule complet nécessiteraient soit un modèle réduit soit une installation de grande envergure avec d'importantes exigences en termes de débit d'air.

Une civière à jet peut également être utilisée pour les configurations avec une entrée montée à l'arrière. La civière à jet Figure II.24, Est une surface aérodynamique qui simule un écoulement en jet libre et s'étend du losange d'essai de la buse à jet libre, en excluant les ondes de choc ou de détente de la buse ou de la limite du jet afin qu'elles ne soient pas réfléchies dans l'écoulement en amont de l'entrée [32].

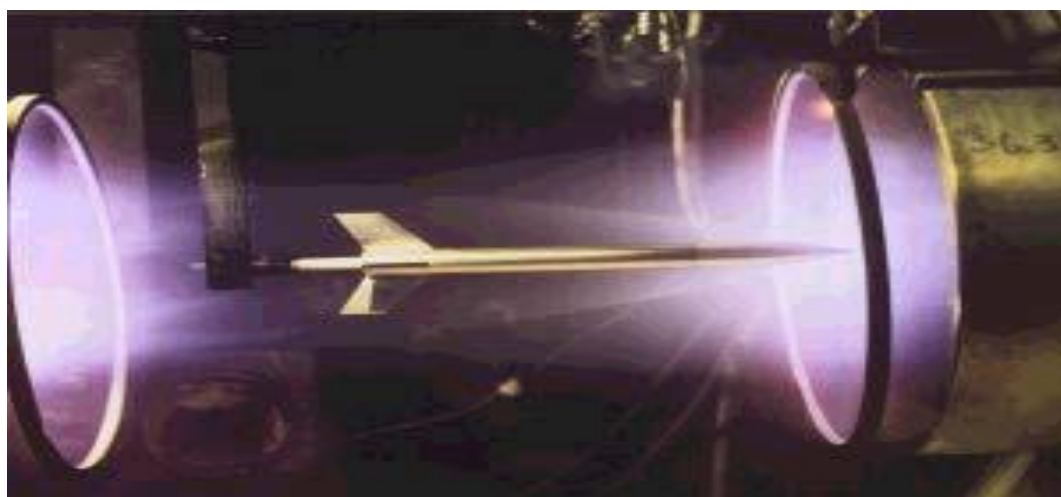


Figure I.24: Test à jet libre d'un modèle de test à échelle réduite

I.7 Conclusion

Dans ce chapitre, un état de l'art du statoréacteur a été présenté en insistant sur les problèmes et les instabilités de son fonctionnement. Des généralités sur les moteurs ont été également présentées en commençant par un bref historique, suivi de la définition, de la classification, des domaines d'application, du principe de fonctionnement et des technologies des statoréacteurs, configuration du statoréacteur.

Chapitre II : Conception thermodynamique d'un statoréacteur

II.1 Introduction

Pour des applications civiles, telles que les voyages hypersoniques et les lancements des statoréacteurs à combustion subsonique (ramjet) et supersonique (scramjet) sont des technologies de propulsion aérienne fréquemment utilisées pour les projets visant à atteindre des vitesses supersoniques ou hypersoniques. Ces technologies exploitent le principe de la combustion du carburant avec l'air ambiant à haut vitesse pour produire une poussée élevée avec une masse relativement faible.

Les statoréacteurs sont bien adaptés aux vitesses subsoniques à supersoniques, tandis que les super statoréacteurs conviennent à des vitesses encore plus élevées. Bien qu'ils soient souvent utilisés dans des projets militaires, ces technologies de propulsion sont également utilisées pour les satellites. Cependant, leur mise en œuvre présente de nombreux défis techniques et économiques, notamment en termes de coûts de développement, de matériaux, de sécurité et de réglementation [6].

Utilisés dans plus de 20 avions différents à ce jour, les statoréacteurs ont un impact social dans le monde entier en améliorant la sécurité des vols. Les statoréacteurs sont également connus sous le nom de jets volant en tuyau de poêle et athodyd [33].

Le statoréacteur est la forme la plus simple de moteur à réaction. Son fonctionnement est basé sur l'utilisation de l'énergie cinétique de l'air entrant pour créer une compression des gaz. Cette compression permet ensuite la combustion et l'accélération de l'air en sortie par une tuyère convergente.

Il convient de préciser que le statoréacteur n'effectue pas une compression des gaz en entrée d'air. Mais plutôt une décélération de l'écoulement d'air grâce à la forme du canal divergent. De plus, pour que la combustion se produise, une source d'énergie, telle qu'un brûleur ou une bougie d'allumage, est nécessaire pour allumer le carburant injecté dans la chambre de combustion.

Enfin, bien que le statoréacteur soit plus efficace à des vitesses plus élevées en raison de la compression accrue de l'air entrant, il ne fonctionne que dans une plage de vitesses supersoniques limitée. Généralement entre mach 1,5 et mach 3. Au-delà de cette plage d'autres

types de moteurs à réaction doivent être utilisés car le rendement du statoréacteur diminue considérablement [34].

La consommation de carburant spécifique est meilleure que celle d'une centrale électrique à turbine à gaz grande vitesse.

L'efficacité de la propulsion thermique est la plus élevée parmi les machines à propulsion aérienne [35].

II.2 Cycle du statoréacteur

II.2.1 Cycle de Brayton

Le cycle de Brayton est le cycle thermodynamique utilisé par les turbines à gaz et les statoréacteurs fonctionnant en cycle ouvert. Les principales composantes de ce cycle sont :

- Un compresseur : il sert à comprimer l'air ambiant entrant dans la turbine à gaz. Cela augmente la pression et la température de l'air, ce qui permet d'obtenir une meilleure efficacité lors de la combustion.
- Une chambre de combustion : l'air comprimé est mélangé avec du carburant et brûlé dans la chambre de combustion. Cette réaction exothermique augmente encore plus la température de l'air.
- Une turbine : l'air chaud sortant de la chambre de combustion est utilisé pour faire tourner la turbine, qui entraîne à son tour le compresseur et un générateur d'électricité.

Une partie de la puissance générée par la turbine est consommée par le compresseur. Un échangeur de chaleur : il permet de récupérer une partie de la chaleur perdue dans les gaz d'échappement pour préchauffer l'air entrant dans la chambre de combustion [36].

Les différentes phases du cycle de Brayton sont les suivantes:

- 1-2: compression isentropique : l'air ambiant est comprimé adiabatiquement et de manière réversible (c'est-à-dire isentropique) par le compresseur, ce qui augmente la pression et la température de l'air.
- 2-3: échauffement isobare (combustion) : le carburant est injecté dans l'air comprimé et brûlé dans la chambre de combustion, ce qui augmente la température de l'air à pression constante (isobare).

- 3-4 : Détente isentropique: l'air chaud sortant de la chambre de combustion est détendu adiabatiquement et de manière réversible par la turbine, ce qui produit de l'énergie mécanique et abaisse la pression et la température de l'air.
- 4-1: échappement isobare: l'air refroidi est rejeté dans l'atmosphère à pression constant (isobare) par l'échappement [36].

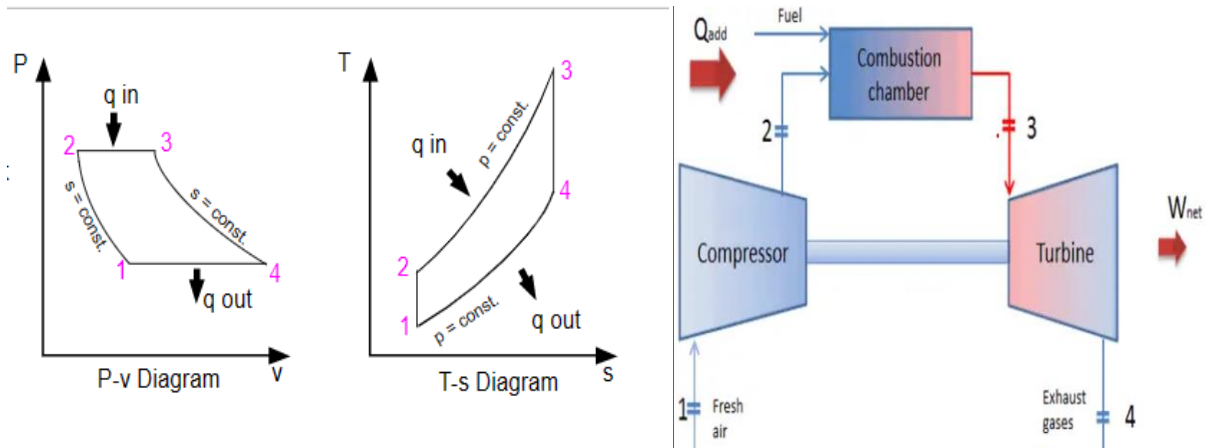


Figure II. 1 Cycle de Brayton [37]à gauche et [38] à droite

Le système représenté ci-dessous est composé d'une prise supersonique 2D, d'un diffuseur subsonique divergent en aval, d'une injection de carburant dans l'air comprimé, et d'accroche-flamme pour stabiliser la flamme produite. Les produits de combustion sont ensuite évacués par la tuyère. Si le débit de carburant est négligeable par rapport à la masse d'air, alors le débit d'échappement sera approximativement égal au débit d'entrée en termes de nombre de mach. Cependant, la température totale de l'échappement sera beaucoup plus élevée et la vitesse de sortie sera élevée que la vitesse d'entrée, ce qui crée une différence de vitesse et d'élan et donc une poussée. En d'autres termes, l'augmentation de la température totale et de la vitesse de sortie par rapport à l'entrée de l'air crée une force propulsive.

Les statoréacteurs ne sont pas performants lorsque les vitesses sont inférieures à la vitesse du son. En revanche, leur efficacité augmente considérablement à des vitesses supersoniques et hypersoniques. Cela s'explique par les processus de compression et de dissociation qui rendent la diffusion totale peu attrayante à ces vitesses. Des recherches sont actuellement menées pour résoudre ce problème en se concentrant sur la combustion supersonique. Pour cela, un moteur super statoréacteur est utilisé pour ralentir l'air à des vitesses supersoniques faibles avant de brûler des combustibles à grande vitesse de flamme, tels que l'hydrogène ou le méthane [39].

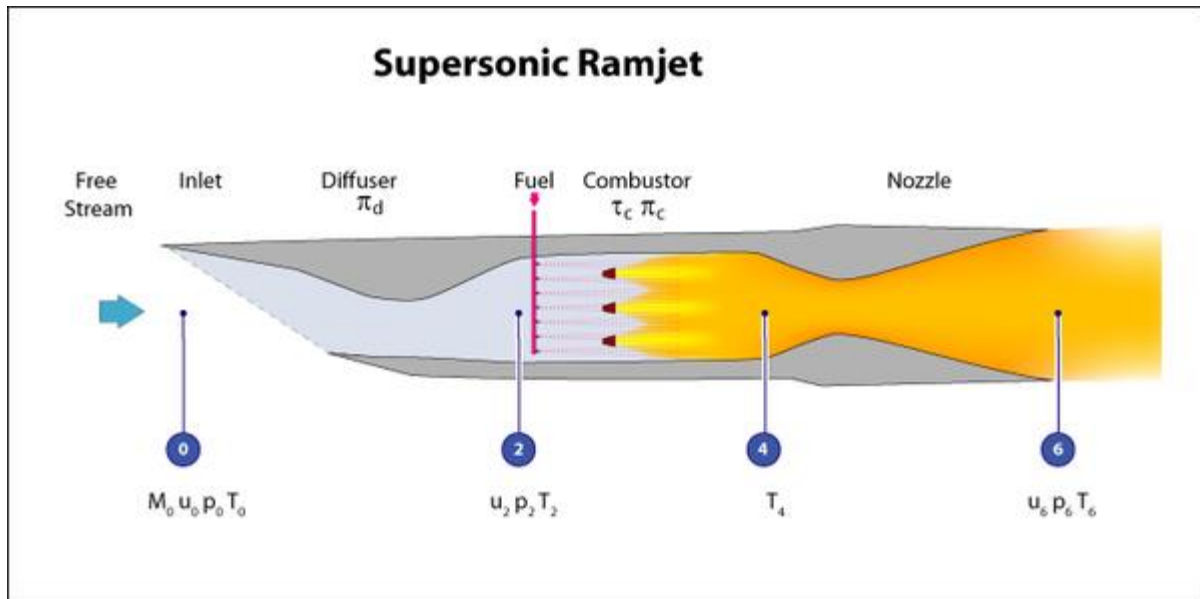


Figure II. 2 Statoréacteurs supersoniques

II.3 Composition du statoréacteur

II.3.1 Composants de l'installation d'essai des statoréacteurs

II.3.1.1 Système de stockage d'air

Les installations d'essai des statoréacteurs sont conçues selon le principe du soufflage d'air stocké. Ce système de soufflage est une solution économique pour répondre aux besoins élevés en termes de débit massique d'air et de rapport de pression/dépression. La quantité d'air et la durée des essais sont limitées par la capacité de stockage de l'air. Par exemple, le centre d'essai du « Arnold Engineering Développement center » (centre de développement technique d'Arnold) dispose d'un réservoir pouvant stocker 450 000 lb (204 tonnes) d'air, à une pression maximale de 400 psi (275 bar). Cela permet à l'installation de fonctionner pendant une durée allant d'environ 3 minutes à plus de 12 minutes, en fonction de la puissance du jet libre sélectionnée et de l'altitude simulé dans la cellule d'essai.

II.3.1.2 Réchauffeur d'air

Il existe trois principales catégories de méthodes de chauffage de l'air utilisées dans les tests se statoréacteur : les dispositifs de chauffage par combustion (ou viciateurs), les dispositifs de chauffage sans combustion (y compris les échangeurs de chaleur) et des combinaisons de ces dispositifs de chauffage.

II.3.1.2.1 Types de chauffage

a. Appareils de chauffage à combustion (vitateurs)

Les appareils de chauffage à combustion génèrent de la chaleur en utilisant une réaction entre un combustible et un oxydant pour chauffer directement l'air. Le carburant est brûlé dans une chambre de combustion similaire à celle d'un statoréacteur, ou il est mélangé avec le flux d'air. Les gaz d'échappement issus de cette réaction sont utilisés pour des tests de statoréacteur après avoir été réapprovisionnés en oxygène consommé.

➤ Avantages

1. Faible consommation de carburant, ce qui se traduit par des couts réduits.
2. Utilisation et entretien simplifiés.

➤ Inconvénients

1. Les produits de combustion du réchauffeur d'air peuvent avoir des effets néfastes sur la combustion du statoréacteur. Par exemple, la présence de carburant non brûlé peut améliorer les performances du statoréacteur.
2. Les propriétés de l'air, telles que le poids moléculaire, peuvent être altérées.

Le principal problème associé au réchauffeur d'air vicié réside dans le fait que l'air résultant, une fois chauffé par combustion et enrichi en oxygène, contient une proportion plus élevée de vapeur d'eau et de dioxyde de carbone par rapport à l'air normal. Cependant, lors des essais de statoréacteur, cela s'est avéré être un problème mineur. Une avancée significative dans la technique d'essai a été réalisée grâce au réchauffeur à expansion soudaine (SUE). Le bruleur SUE, qui mélange l'air vicié chauffé avec un apport supplémentaire d'oxygène, a été initialement développé pour les essais de statoréacteurs et a depuis été adapté par plusieurs installations. Le chauffage SUE présente l'avantage d'être plus compact que les autres types de réchauffeurs, ce qui lui permet d'être installé à proximité de la buse à jet libre. Vous trouverez ci-dessous une installation du réchauffeur SUE dans (la figure II.3).

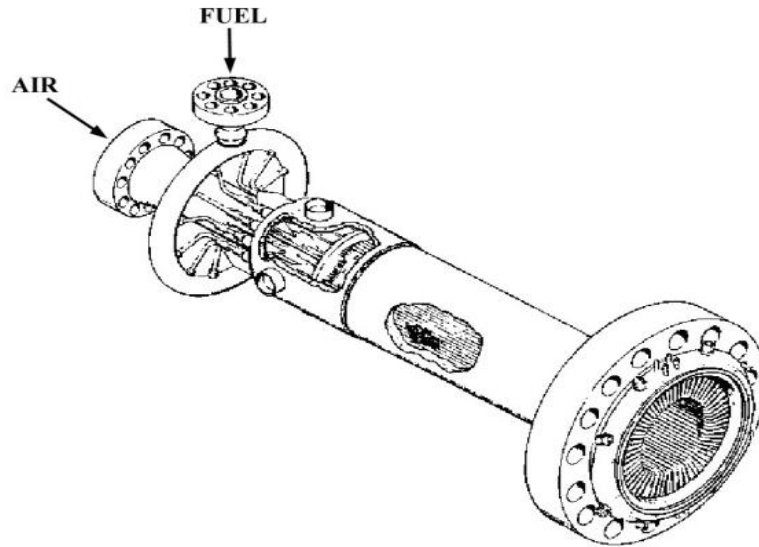


Figure II. 3: Croquis d'un réchauffeur SUE

b. Radiateurs sans combustion

Les radiateurs sans combustion sont conçus pour éviter toute contamination de l'air par les produits de combustion, assurant ainsi un approvisionnement d'air propre à la chambre de combustion du statoréacteur. Les radiateurs sans combustion utilisés lors des tests de statoréacteurs comprennent le réchauffeur à contre-courant croiser de type tube. Ce type de réchauffeur utilise un échangeur de chaleur à tube pour fournir de l'air propre atteignant des températures allant jusqu'à (1000 K) 1200°F. la source de chaleur peut être une résistance électrique ou la combustion d'un combustible et d'un comburant séparé. Cependant, il existe des limites en termes de structure, de maintenance et de transfert de chaleur, ce qui restreint la température maximale de fonctionnement. Pour atteindre des températures plus élevées, il est possible d'ajouter un réchauffeur d'air vicié en aval. La (figure II.4) illustre un schéma du réchauffeur à contre-courant croisé de type tube.

Les dispositifs de chauffage à accumulation à lit de galets sont des échangeurs de chaleur à grande capacité thermique. Ils sont conçus pour stocker progressivement la chaleur jusqu'à atteindre la température de fonctionnement, puis libérer cette énergie thermique à l'air qui les traverse pendant leur fonctionnement. Généralement, ces appareils utilisent des récipients remplis de galets en céramique ou en métal, chauffés soit par des résistances, soit par des gaz de combustion chauds (voir figure II.4). Comparés aux échangeurs de chaleurs conventionnels, ces radiateurs à accumulation peuvent chauffer l'air à des températures plus élevées, car les galets sont moins susceptibles d'être endommagés thermiquement que les tubes fragiles des

échangeurs de chaleur. Toutefois, les dilatations et contractions thermiques répétées peuvent entraîner un frottement entre les galets, ce qui peut introduire des particules de poussière dans le flux d'air. Pour prolonger la durée de vie de ces chauffages, il est nécessaire de réduire le nombre et l'amplitude de ces cycles thermiques. Le principal défi dans la conception de ces dispositifs de stockage de chaleur consiste à maintenir une température de sortie constante pendant la durée d'utilisation et dans gamme de conditions d'essai donnée. Cela nécessite généralement des radiateurs de grande taille, dotés d'une capacité calorifique élevée, de sorte qu'une seule petite fraction de l'énergie stockée soit extraite pendant un cycle de fonctionnement.

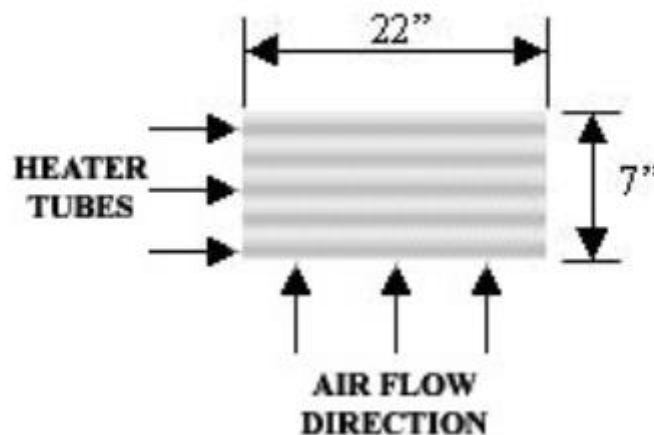


Figure II. 4: Réchauffeur à contre-courant croisé de type tube

Les réchauffeurs d'air électrique, quant à eux, fonctionnent en utilisant un arc électrique entre deux électrodes pour produire de l'énergie qui chauffe l'air. Ces réchauffeurs à arc sont capables de générer des températures de l'air très élevées. Leur capacité dépend principalement des limites imposées par l'anode et la cathode qui produisent l'arc. Cependant, en raison des températures extrêmement élevées produites par l'arc, des espèces ionisées se forment et réagissent pour former des oxydes d'azote (NOx) et d'autres substances indésirables qui contaminent le flux d'air. La présence de ces contaminants, ainsi que le fait que la dissociation de l'oxygène commence à environ 2500 K ; fixe les limites supérieures des essais de combustion dans les installations à arc. Au-dessus de cette température, il est nécessaire de prendre en compte les effets chimiques des contaminants et des espèces dissociées lors de la combustion. Les exigences élevées en termes de puissance de ces chauffages à arc les rendent très coûteux à exploiter.

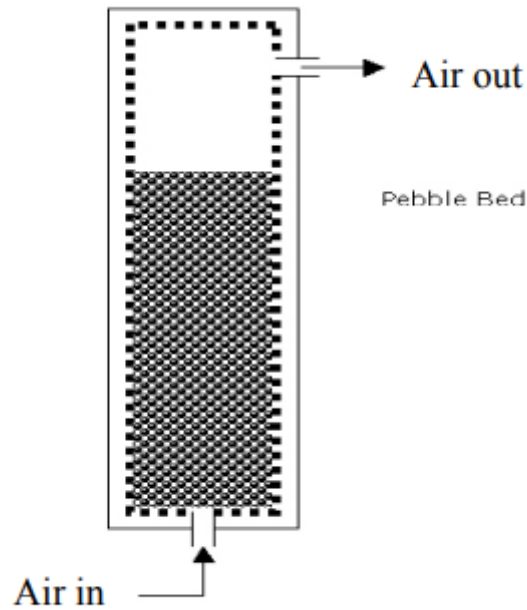


Figure II.5: Chauffe-rette à accumulation pour lit de galets

c. Radiateurs combinés

Les appareils de chauffage combinés tirent parti d'une combinaison des méthodes mentionnées précédemment afin de capitaliser sur les avantages propres à chaque méthode et de compenser leurs faiblesses respectives. Par exemple, il est possible d'utiliser un vitiator pour augmenter la température d'un échangeur de chaleur alimenté par l'électricité. Cette approche permet d'atteindre des températures plus élevées sans endommager les éléments chauffants du radiateur électrique, tout en réduisant les niveaux de produits de combustion par rapport à un chauffage exclusivement basé sur la combustion. De plus, cette combinaison offre la possibilité de faire varier la température au cours d'une simulation transitoire.

II.3.1.3 Chambre de combustion

Lors du test d'un tuyau connecté, la chambre de combustion est évaluée indépendamment afin de mesurer différents paramètres tels que l'efficacité de la combustion, les pertes de pression de la chambre de combustion, les conditions d'extinction du rapport combustible/air, ainsi que la durabilité du système de protection thermique. Pour effectuer ces tests, on peut utiliser des injecteurs de carburant et des porte-flammes. On distingue trois types de brûleurs qui peuvent être utilisés:

- Les chambres de combustion performante à paroi épaisse

- Les chambres de combustion performantes refroidies à l'eau, qui peuvent fonctionner sur des périodes plus longues
- Les chambres de combustion de poids réduit pour évaluer les performances et l'endurance du système de protection thermique en conditions de vol.

II.3.1.4 Calorimètre

en utilisant les pertes d'énergie à travers les divers composants qui sont refroidis à l'eau, ainsi que les mesures de température effectuées par un calorimètre à vapeur, il est possible de déterminer l'efficacité de la combustion en effectuant des calculs.

II.3.1.5 Éjecteur

Le système d'injecteur est utilisé afin de vidanger l'air de la cellule de test, garantissant ainsi une pression d'altitude appropriée dans la zone de test en forme de losange de la buse à jet libre. Son objectif est également de réduire les contraintes initiales exercées sur l'article lors du démarrage de l'installation. Dans certains cas, l'éjecteur peut être connecté au système d'éjection des gaz chauds. Dans d'autres systèmes, un réservoir d'air et un générateur de vapeur distinct peuvent être utilisés pour entraîner le système d'éjection. De plus, l'éjecteur peut être associé à un dispositif d'insonorisation pour atténuer les effets sonores intenses qui pourraient endommager l'équipement de test ou l'environnement [32].

II.4 Classification du statoréacteur

II.4.1 Statoréacteur à combustion supersonique

Le rôle crucial de la pression dynamique dans le cycle thermodynamique de génération de puissance et de poussée des moteurs à réaction est particulièrement important à des vitesses de vol supersoniques. À partir de mach 2,5 ou 3, le rapport de pression dynamique devient tellement élevé qu'il n'est plus nécessaire d'utiliser un turbocompresseur pour une génération de poussée efficace. En effet, le rapport de pression augmente à des valeurs si élevées que les températures dynamiques associées rendent difficile, voire impossible, l'installation de machines tournantes à grande vitesse dans le trajet d'écoulement sans une quantité de refroidissement excessive. Ce phénomène a conduit à l'apparition du statoréacteur, qui est un type de turboréacteur dans lequel l'augmentation de pression résulte uniquement de l'effet

bélier généré par la vitesse de vol élevée. Aucune turbomachine n'est impliquée dans ce processus, et la postcombustion est le principal producteur de poussée [40].

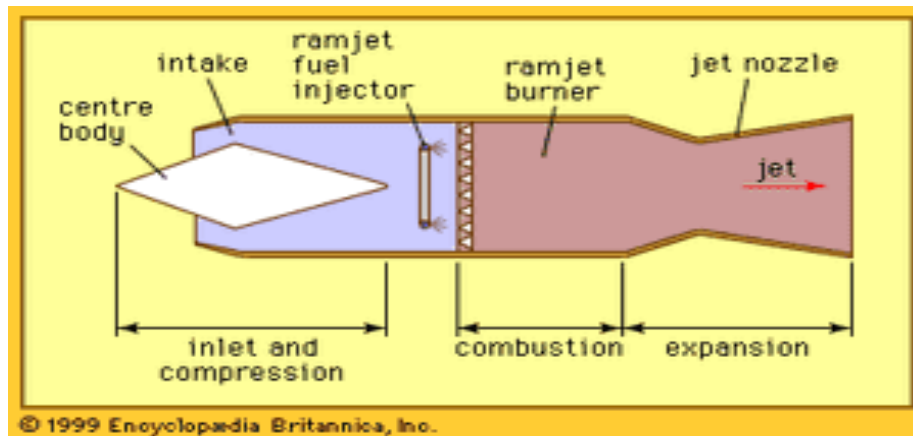


Figure II.6: Statoréacteur à combustion supersonique

Les statoréacteurs (voire la figure II.6) sont des générateurs d'électricité légers et simples, ce qui les rend adaptés aux véhicules supersoniques qui sont lancés à des vitesses très élevées à partir d'autres véhicules. Cependant, ils ne conviennent pas aux véhicules qui doivent être autonomes pour le décollage subsonique, la montée et l'accélération à des vitesses supersoniques, car la pression dynamique subsonique ne produit pas suffisamment de poussée. Par conséquent, d'autres dispositifs de propulsion doivent être utilisés [40].

Le concept de vol supersonique est souvent défini comme une vitesse de vol supérieure à mach 1, mais cela ne considère pas l'écoulement de l'air autour de l'avion dans son ensemble. En réalité, il faut atteindre une vitesse supérieure à mach 1,2 pour que l'écoulement d'air devienne complètement supersonique sur un design standard. En revanche, lorsqu'on se situe entre Mach 0,8 et Mach 1,2, on parle de vol transsonique. Pour ce qui est du vol hypersonique, il est encore plus difficile à définir car il n'y a pas de changement physique distinct dans l'écoulement de l'air. À partir de Mach 5, une combinaison d'effets devient importante, notamment le fait que les statoréacteurs ne génèrent plus de poussée. Cependant, cette définition est sujette à débat, car il existe une proposition pour faire fonctionner les statoréacteurs en régime hypersonique [41].

Les statoréacteurs spécialisés appelés super statoréacteurs utilisent des carburants cryogéniques liquéfiés tels que l'hydrogène ou le méthane, qui ont un rapport hydrogène/atomes de carbone élevé, ce qui leur permet de dégager une plus grande quantité de chaleur par unité de poids que les fractions ordinaires de pétrole. Bien que ces carburants soient volumineux, leur utilisation présente l'avantage supplémentaire de pouvoir servir de dissipateurs thermiques pour refroidir

les moteurs et la structure de l'aéronef à très haute vitesse. Contrairement aux moteurs traditionnels, la décélération de l'air à l'admission et l'accélération de l'air à l'échappement dans un super statoréacteur se produisant en grande partie à l'extérieur des conduits d'admission et d'échappement, contre les surfaces externes de l'avion à l'avant et à l'arrière du moteur. Le moteur lui-même est une chambre de combustion supersonique sophistiquée [40].

II.4.2 Statoréacteur à combustion subsonique

Les statoréacteurs subsoniques sont des moteurs simples qui pourraient être utiles pour les applications non-habitées à consommation limitée. Cependant, leur faible rendement à basse vitesse les rend peu intéressants pour des applications importantes en dessous de la vitesse du son. Dans les années 50, ces moteurs ont été utilisés pour des pointes de vitesse. Plus tard, dans les années 70, il y a eu des études sur les moteurs FARJ (Fan augmentés statoréacteur) ou un ventilateur était alimenté par un moteur à piston, et sur les statoréacteurs subsoniques augmentés d'éjecteurs. Cependant, ces études n'ont pas abouti à des applications concrètes. Enfin, il y eut une tentative d'utilisation d'un ventilateur à conduit électrique avec une chambre de combustion, mais la pression de sortie était très faible, ce qui a entraîné une faible efficacité [42].

Lorsqu'il y a une augmentation de pression à une vitesse subsonique, cela implique qu'une partie de la pression statique est convertie en pression dynamique. Cela conduit à une augmentation de la pression totale, qui reste quasiment constante.

Avec une légère compression possible à des vitesses subsoniques, la pression générée dans un statoréacteur reste relativement faible comparée à celle produite par un turboéacteur. Par conséquent, pour obtenir une force de poussée suffisante, la surface sur laquelle agit cette pression doit être augmentée, ce qui nécessite un diamètre de moteur plus grand. Les statoréacteurs destinés à fonctionner à la fois à des vitesses subsoniques et supersoniques ont donc généralement un diamètre important, comme les célèbres moteurs Griffon 02 et Leduc 022. Toutefois, il est courant de faire fonctionner un statoréacteur à des vitesses supérieures à 400 OU 500 km/h pour bénéficier d'une légère compressibilité en plus de l'augmentation de surface [43].

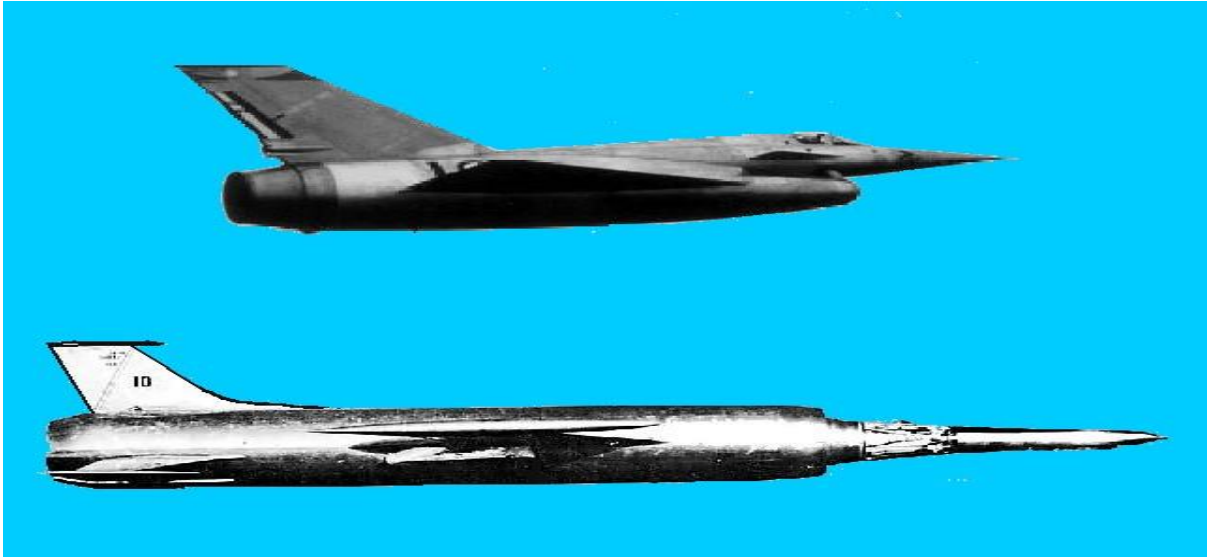


Figure II. 7: Griffon 02, en haut, et le Leduc 022, en bas, ont des moteurs de gros diamètre.

II.5 Domaine d'application du statoréacteur

Les Statoréacteur sont utilisés pour propulser des missiles et des avions. Alors section, plusieurs exemples d'application dans ces deux domaines sont donnés :

II.5.1 Application aux missiles

Les Statoréacteur sont présents dans la plupart des types de missiles, comme décrit ci-dessous

- **Missiles air-air**

Les statoréacteurs maintiennent les missiles à moyenne portée à des vitesses moyennes plus élevées couvrez tout leur spectre d'engagement et élargissez leur sphère d'influence. Comme MBDA Meteor (entrée en service prévue en 2015). Les autres sont l'AIM-120 AMRAAM, le Vypel RVV-AE-PD R77M (additionneur AA12) et le Gorgon IV, le missile air-air représente sur (la figure II.8) [44].



Figure II. 8: Missile air-air [45].

- **Missiles air-sol**

Par exemple EADS/AMM, ASMP(figure II.10), ASMP-A, Radouga Kh41 Moskit et Zvezda Kh31P (AS17 Krypton) Radouga 3 M80/82 Moskit (SSN22 Sunburn), CPMRC C301(coast to ship) et Hsiung Feng 3. Missiles air-sol propulsés par Mirage IV et Mirage 2000 statoréacteur à carburant liquide plage de capacité Mach 2 et 20 Kilomètres, le missile air-sol représente sur (la figure II.9) [44].



Figure II.9: Missile air-sol [46] .



Figure II. 20: Missile ASMP [47]

- **Missiles sol-air**

Les exemples incluent MBDA (figure II.12) et LFK NG (Etat-Unis) (figure II.13), Bloodhound MK2 (figure II.14), Rapier et Sea Dart (Royaume-Uni), Mistral et Eurosam Aster (France) et Aspide (consortium Alenia) SA-4 Granef (composé de 4 fusées d'appoint et d'un statoréacteur à carburant liquide moteur, SA-6 Ducted (le propergol solide le propulse à Mach 1,5, le statoréacteur le propulse à Mach 2,8, le missile sol-air représenté dans la (la figure II.11) [44].



Figure II. 11: Missile sol-air [48].



Figure II. 12: Missile MBDA [49].



Figure II. 13: Missile LFK NG [50].



Figure II. 14: Missile Bloodhound MK2 [51].

- **Missiles anti-navire**

Les exemples sont les Machinostroenie 3 K55, Yakhont (SS N26), ANS (Statoréacteur liquide, atteignant Mach 4 porté de 25 km), C101 et C103 (porté de 50 et 100km). La figure montre un missile air-air à statoréacteur Gorgon IV (Figure II.16) (7 pieds de long et 20 pouces de diamètre). Il a été installé sous le missile et sous l'aile d'un P-61 Black Widow pour des essais en vol le missile anti navire représente sur la (figure II.15) [44].

II.5.2 Application aérospatiales

Une variante du statoréacteur pur est associée à d'autres types de moteurs (piston/turboréacteur/turboréacteur à double flux) pour propulser l'avion, s'affranchissant ainsi des limitations du statoréacteur pur. Voici quelques-uns des statoréacteurs triés par pays [44].

- **France**

Deux statoréacteurs différents ont été produits, comme suit :

- Le Leduc 0.10 (Figure II.17) était un avion de recherche (a atteint Mach 0.84 à 26000 ft) propulsé uniquement par un statoréacteur Leduc, qui a été conçu pour séparer de l'avion qui l'a amené en altitude (SNCASE SE.161) Languedoc quadrimoteur avion de ligne produit par la SNCASE (sud-est). Il a produit une poussée de 15,7 KN et a volé en octobre 1947 [44].



Figure II. 15 : Missiles anti-navire [52].

- Le Nord 1500 Griffon était un statoréacteur Mach 2 expérimental conçu et construit par Nord Aviation au milieu des années 1950, Griffon II a un chasseur de recherche avec une vitesse maximale de Mach 2,19 (2330 km/h) équipé du moteur hybride définitif d'ATAR (turbostatoréacteur) turboréacteur 101E-3 (34,3kN) et statoréacteur nord statoréacteur (68,0kN) [44].



Figure II.16: Moteur statoréacteur positionné sous le missile Gorgon IV

▪ Allemagne en 1936

Hellmuth Walter a construit a un moteur d'essai alimenté au gaz naturel. En 1941, Eugen Senger de DFL proposa un statoréacteur avec une température de chambre de combustion très élevée.

Il a construit un statoréacteur de très grand diamètre et a effectué des essais de combustion à des vitesses de vol allant jusqu'à 200m/s.



Figure II.17: Leduc 010

▪ Japon

Le moteur ATREX est un exemple de l'air turbostatoréacteur (ATR). Un moteur à cycle combiné conçu pour surmonter les limites des statoréacteurs purs. Aux vitesses subsoniques, il fonctionne comme un turboréacteur classique est assisté par un ventilateur. Un statoréacteur avec des vitesses inférieures à Mach 6 [44].

▪ URSS

La théorie d'un statoréacteur supersonique a été annoncée en 1928 en URSS. Par Boris Stekin. En aout 1939, Yuri Pobedonostsev a développé le DM-1, le premier statoréacteur à être utilisé comme unité de puissance auxiliaire pour les avions. Le premier vol au monde d'un statoréacteur a eu lieu en dimanche 1939 dans un Polikarpov I-15 modifié avec deux moteurs DM-2, deux moteurs DM-4 ont été installés sur le chasseur Yak-7PVRD pendant la seconde Guerre mondiale [44].

▪ États-Unis

- Le Lockheed X-7 était un banc d'essai de statoréacteur sans pilote. Des avions basés sur des porte-avions B-29 ou B-50 super forteresse ont été utilisés pour le transport. Le lanceur s'est enflammé après le lancement et l'a propulsé à des vitesses de 1000 miles par heure (1625 km). Le propulseur a ensuite été abandonné, et à partir de ce moment,

le statoréacteur à ressort a pris le control. Au total, 130 vols X7 ont été opérés d'avril 1951 à juillet 1960.

- L'avion de reconnaissance à grand vitesse SR-71 est propulsé par une partie turboréacteur hybride du statoréacteur (appelé turboréacteur) [44].

II.6 Performances du statoréacteur

Le statoréacteur est un type de moteur d'avion très simplifié, composé uniquement d'un diffuseur d'entrée, d'une chambre de combustion et d'une buse de sortie. Son fonctionnement repose sur le cycle de Brayton et son efficacité dépend essentiellement du rapport de pression du moteur par rapport à la pression ambiante. Ce rapport de pression est obtenu par l'action du piston, ce qui signifie que le statoréacteur ne produit aucune poussée à des vitesses nulles. Il faut donc atteindre des vitesses de vol proches de mach 1 pour générer une poussée significative. Les pression et les températures d'entrée de la chambre de combustion sont contrôlées par la vitesse de vol, les conditions atmosphériques et l'efficacité du diffuseur d'entrée, ces variables peuvent entraîner de larPes variations de température et de pression d'entrée de la chambre de combustion selon les conditions de vol, les températures d'entrée peuvent varier entre 250 °C et 800 °C et les pressions d'entrée entre 35 et 700 kPa, selon les travaux de développement actuels de la chambre de combustion. Le statoréacteur ne possédant pas de pièce mobile à la sortie de la chambre de combustion, il peut tolérer des températures de gaz d'échappement plus élevées que celles des turboréacteurs actuels [53] .

L'évaluation des performances des moteurs respiratoires est plus difficile que celle des fusées, car elles varient considérablement en fonction des conditions de vol, telles que la vitesse mach, l'altitude, les conditions atmosphériques et l'incidence. Les principales difficultés incluent la nécessité d'une précision élevée dans la mesure de la poussée nette du statoréacteur, qui dépend de la poussée générée par la tuyère et de la traînée d'impulsion d'entrée causée par le flux d'air entrant. A des vitesses de vol élevées, une erreur de 1% dans la poussée de la tuyère peut se propager en une erreur de 3 % dans la poussée nette, l'intégration de la cellule moteur est également un défi, surtout pour les vitesses mach élevées, car les différents composants du moteur sont intégrés dans la configuration aérodynamique du véhicule, rendant difficile la séparation des termes de poussée et de traînée. En outre, pour les statoréacteurs utilisant des carburants solides, il est plus difficile de mesurer le rendement de combustion en raison de la difficulté de mesurer le débit massique et la présence éventuelle de matière condensée sur la buse et/ou dans l'échappement [54].



Figure II. 18: Missile-roquette canalisé «Ruslipue» [54].

II.7 Directives de conception de la chambre de combustion

II.7.1 Dimensionnement de la chambre de combustion cylindrique

Les chambres de combustion à statoréacteur sont divisées en chambres de combustion à vitesse unique destinées à fonctionner sur une plage étroite de mélange de carburant. De vitesses, de pressions d'air et de débits de carburant (conditions de croisière) et en chambres de combustion à plusieurs vitesses destinées à fonctionner sur une large plage. Sur une large gamme de vitesses et d'altitudes, et donc de vitesse et de pressions d'écoulement de la chambre de combustion. De mélange de carburant et de débits de carburant (par exemple, missiles intercepteurs). Selon la composition de leur processus de combustion. Les chambres de combustion peuvent être divisées en une seule étape et deux étapes. Le carburant à chambre a un étage est introduit dans tout le flux d'air. Ces chambres de combustion sont mieux adaptées au fonctionnement avec des mélanges riches. Dans une chambre de combustion à deux étages. L'air est divisé en flux primaire et secondaire. Comme dans les chambres de combustion des moteurs à turbine à gaz. Le combustible est introduit dans le flux primaire et brûlé dans un mélange quasi stœchiométrique optimal. Les produits de combustion subséquents sont mélangés à de l'air frais pour réduire la température au niveau requis. Une chambre de combustion à deux étages doit fonctionner dans la plage de mélange pauvre. Les dispositifs d'injection et de pulvérisation de carburant sont constitués d'injecteurs centrifuges ou à injection directe. Il est avantageux de placer les injecteurs dans la zone à grande vitesse pour faciliter la vaporisation du carburant et le mélange avec l'air. L'allumage est généralement un allume-bougie électrique. Pour faciliter

le système d'allumage et augmenter la fiabilité du démarrage de la chambre de combustion du statoréacteur, la chambre contient un peut être munie d'une cartouche pyrotechnique à allumage électrique. L'élément le plus important du processus de combustion est généralement la chambre de combustion avec veilleuse ou chambre de précombustion et accroche-flamme [1].

La chambre de précombustion est responsable de maintenir un jet de flammes continu et puissant pour enflammer le mélange de carburant dans la chambre de combustion principale. Cette chambre se situe à l'entrée de la chambre de combustion principale. Pour calculer le diamètre de la chambre de combustion dans un statoréacteur. Pour les petites chambres de combustion, le volume convergent représente environ 10 % du volume total de la chambre cylindrique. La longueur de la chambre de combustion est déterminée en fonction du temps requis pour l'injection, la vaporisation, le mélange et la combustion du carburant, tels que calculés dans les sections précédentes. La longueur de la chambre de combustion a un impact important sur l'efficacité de la combustion, car elle détermine le temps que les gaz de combustion passent dans cette zone. Une augmentation de la longueur de la chambre de combustion augmente l'efficacité de la combustion, mais seulement jusqu'à un certain point où elle atteint environ 100 % au-delà de cette longueur, augmenter la longueur de la chambre entraîne une augmentation des pertes de chaleur à travers les parois et des pertes de frottement des gaz chauds. La longueur optimale set donc celle qui maximise l'impulsion spécifique. Par exemple, une longueur de 150 mm n'était pas suffisante pour une combustion efficace, mais une longueur de 450 mm a atteint un rendement de 100 %. Au-delà de cette longueur, l'impulsion spécifique diminue en raison des pertes de chaleur et de frottement accrues. Une règle pratique est de faire en sorte que la longueur de la chambre de combustion soit environ trois fois le diamètre d'entrée du diffuseur [1].

II.8 Matériaux

II.8.1 Température de fonctionnement des matériaux

Le développement de la technologie des turbines à gaz a été particulièrement impressionnant entre les années 1950 et 1990, mais sa progression est aujourd'hui liée à la disponibilité de nouveaux, les statoréacteurs sont des moteurs qui ne comportent pas de pièces tournantes telles que des compresseurs ou des turbines, ce qui leur permet de fonctionner à des températures de combustion très élevées. En effet, plus la température de combustion est élevée, plus l'efficacité du statoréacteur augmente. Il est donc essentiel que ces moteurs soient capables

de fonctionner à haute température. La Figure II.19 illustre des températures de matériaux typiques nécessaires pour différentes applications.

Le turboréacteur J-58 équipant véhicule SR-71 Blackbird utilisant principalement un alliage waspalloy (NI-19Cr-13,5Co-4,5Mo-3Ti-1,5Al) pour ses Composants, car il s'agit d'un alliage à base de nickel résistant à l'oxydation capable de supporter une température constante de 1033 K dans l'air. Cependant, les composantes du bruleur en été fabriqués en Hastelloy-X un autre alliage résistant à la chaleur. Les éléments qui nécessitent une résistance à la chaleur et à l'usure par glissement similaire à celle requise par l'utilisation d'Hastelloy-X ont été fabriqués en Haynes 25, un alliage à base de cobalt L-605. Haynes 25 a ensuite été remplacé par Haynes 188 et Haynes 230, qui avaient tous deux une meilleure résistance à l'oxydation [1].

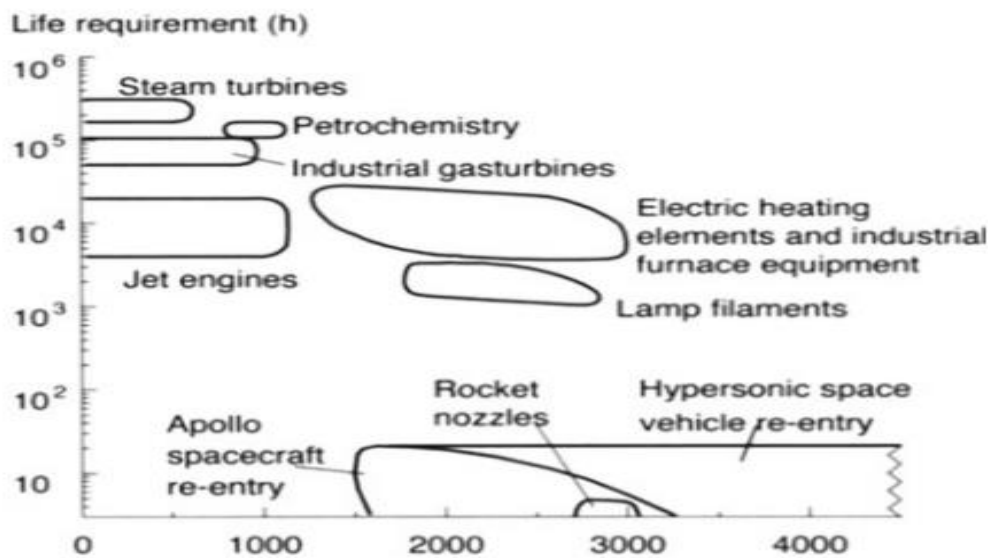


Figure II.19: Température de fonctionnement des matériaux dans les processus industriels

Les températures de fonctionnement maximales varient considérablement en fonction des conditions de fonctionnement et de la durée de vie. Les figures II.20 et II.21 montrent visuellement la température subie par le turboréacteur à postcombustion JTD-11B(J58) installé sur le véhicule SR-71 Blackbird. Les sections suivantes montrent les propriétés et les limites des matériaux utilisés dans les applications à haute température, et les matériaux adaptés aux applications statoréacteur [1].



Figure II.20: Moteur J58 [55].

TEMPERATURE EXPERIENCED IN THE ENGINE AND NACELLE

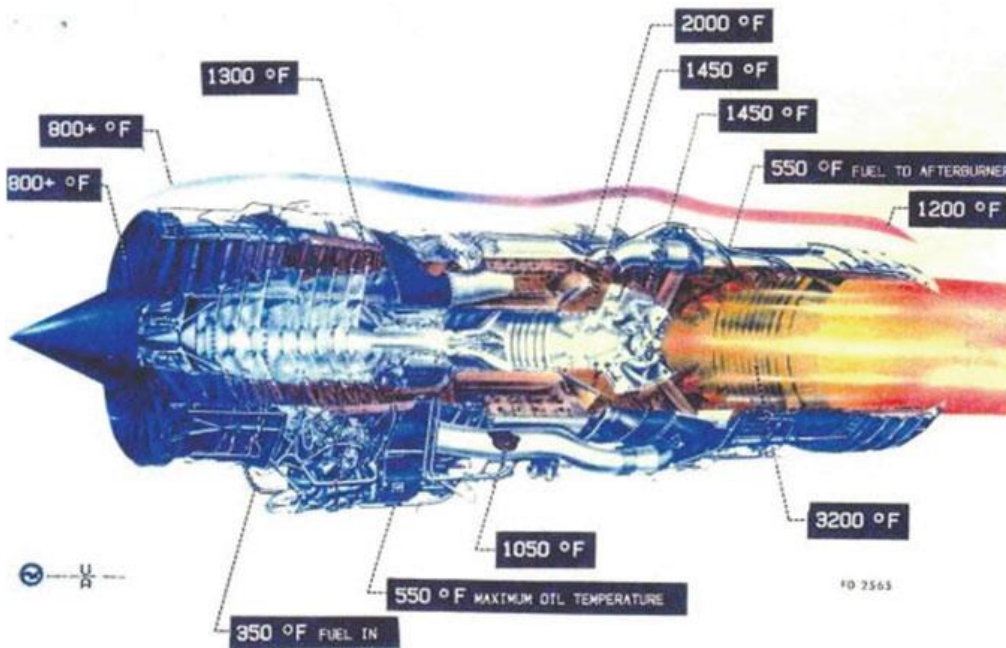


Figure II.21: Température subie par le turboéacteur JTD-20 installé sur le véhicule SR-71 [1]

II.8.2 Exigences matérielles du statoréacteur

Après avoir examiné les propriétés des différents matériaux à haute température, l'analyse se concentre sur les caractéristiques des matériaux pouvant être utilisés pour fabriquer la chambre de combustion d'un statoréacteur. La température de fusion est la caractéristique limitant

absolue d'un matériau possible car la température élevée à l'intérieur de la chambre nécessite des matériaux capables de résister à ces conditions extrêmes. La limite d'élasticité en fonction de la température est un paramètre clé de performance. Tandis que l'oxydation est un autre facteur important qui doit être pris en compte lors de la sélection du matériau. D'autres propriétés importantes incluent la masse volumique, la conductivité thermique et la dilatation thermique. Cependant, le facteur le plus important qui influence le choix des matériaux est le coût.

Les alliages de chrome, de nickel et de cobalt sont couramment utilisés pour les chambres de combustion de statoréacteur, mais les alliages de métaux réfractaires tels que le niobium. Le molybdène, le tungstène et le tantale peuvent fonctionner à des températures beaucoup plus élevées. Le principal inconvénient de ces alliages est leur haute densité et leur faible résistance à l'oxydation. Des revêtements sont donc nécessaires pour empêcher l'oxydation des métaux réfractaires.

Les matériaux céramique, tels que l'alumine, sont intéressants pour les applications à haute température car ils ont des propriétés souvent meilleurs que celles des superalliages et des métaux réfractaires, tout en ayant une densité plus faible. Cependant, leur utilisation est souvent limitée en raison de leur fragilité et de leur incapacité à résister aux chocs thermiques. Les matériaux composites sont également prometteurs pour les applications à haute température, en particulier les composites à matrice céramique qui présentent des performances élevées à des températures élevées et ont une densité inférieure à celle des superalliages et des métaux réfractaires.

Après avoir examiné les propriétés des différents matériaux à haute température, l'analyse se concentre sur les caractéristiques des matériaux pouvant être utilisés pour fabriquer la chambre de combustion d'un statoréacteur. La température de fusion est la caractéristique limitant absolue d'un matériau possible, car les températures élevées à l'intérieur de la chambre nécessitent des matériaux capables de résister à ces conditions extrêmes. La limite d'élasticité en fonction de la température est un paramètre clé de performance, tandis que l'oxydation est un autre facteur important qui doit être pris en compte lors de la sélection du matériau. D'autres propriétés importantes incluent la masse volumique, la conductivité thermique et la dilatation thermique. Cependant, le facteur le plus important qui influence le choix des matériaux est le coût [1].

II.9 Impact environnemental

Les statoréacteurs, comme les autres types de moteurs à réaction, peuvent avoir un impact significatif sur l'environnement. Ces effets dépendent de plusieurs facteurs, dont le type de carburant utilisé, l'efficacité du moteur et l'application spécifique du statoréacteur. L'un des plus grands impacts environnementaux des statoréacteurs est la pollution de l'air. La combustion d'hydrocarbures dans les statoréacteurs produit des émissions de dioxyde de carbone (CO₂), d'oxydes d'azote (NO_x), de dioxyde de soufre (SO₂) et de particules (PM).

Ces émissions peuvent contribuer à la détérioration de la qualité de l'air, à la formation de smog et aux changements climatiques. L'impact des statoréacteurs sur la pollution de l'air est particulièrement préoccupant dans les applications militaires, où ils sont couramment utilisés dans les missiles et autres véhicules à grande vitesse ou les statoréacteurs peuvent ne pas être soumis aux mêmes réglementations sur les émissions que les avions commerciaux. Les statoréacteurs peuvent également contribuer à la pollution sonore, en particulier dans les applications militaires. Le flux d'air à grande vitesse à travers le moteur peut produire des niveaux de bruit élevés pendant le fonctionnement, ce qui peut affecter la faune locale, perturber les populations et perturber les habitats naturels. La consommation de carburant est un autre impact environnemental des statoréacteurs. Ces moteurs consomment généralement de grandes quantités de carburant pour fonctionner, ce qui peut entraîner l'épuisement des ressources en combustibles fossiles et les impacts environnementaux associés à l'extraction, au transport et à la combustion des combustibles fossiles. La chaleur résiduelle générée par les statoréacteurs est également un problème environnemental. Ces moteurs peuvent générer de grandes quantités de chaleur résiduelle pendant le fonctionnement et peuvent avoir un impact sur les écosystèmes locaux, en particulier dans les environnements aquatiques où les gaz d'échappement chauffés sont rejetés dans les plans d'eau. Cela peut provoquer une pollution thermique et perturber les écosystèmes aquatiques. Enfin, les émissions provenant des essais et du développement des statoréacteurs peuvent également avoir un impact sur l'environnement. Les essais et l'évaluation des statoréacteurs impliquent souvent des essais au sol, qui peuvent produire des émissions de polluants, du bruit et de la chaleur pendant les essais et l'évaluation du moteur. Pour réduire l'impact environnemental des statoréacteurs, des efforts sont déployés pour développer des alternatives plus écologiques aux moteurs à réaction conventionnels, y compris les statoréacteurs. Il s'agit notamment des systèmes de propulsion électrique, des biocarburants et des technologies de combustion plus efficaces. De plus, les cadres réglementaires, les normes

d'émissions et les pratiques de gestion environnementale peuvent jouer un rôle important dans la réduction de l'impact environnemental des statoréacteurs et autres moteurs à réaction [56].

II.10 Conclusion

Ce chapitre a été l'occasion d'exposer le cycle thermodynamique du statoréacteur, sa composition, sa classification, ses domaines d'application, les consignes de conception, les matériaux de fabrication ainsi que l'impact environnemental, de son industrie et son utilisation.

Chapitre III. Analyse thermodynamique d'un statoréacteur

III.1 Introduction

III.2 Cycle thermodynamique

Le schéma du statoréacteur est présenté sur la figure (III.1). Ce système propulsif est le plus simple moteur d'avion et consiste en une entrée d'air, un diffuseur, une chambre de combustion et une tuyère. Le statoréacteur est prévu pour fonctionner à grande vitesse. L'air pénètre à haute pression dans l'entrée d'air et se mélange au combustible pulvérisé par des injecteurs permettant d'échauffer l'air à la température T_{04} . A partir de là, la génération de poussée est identique à celle de la tuyère de Laval.

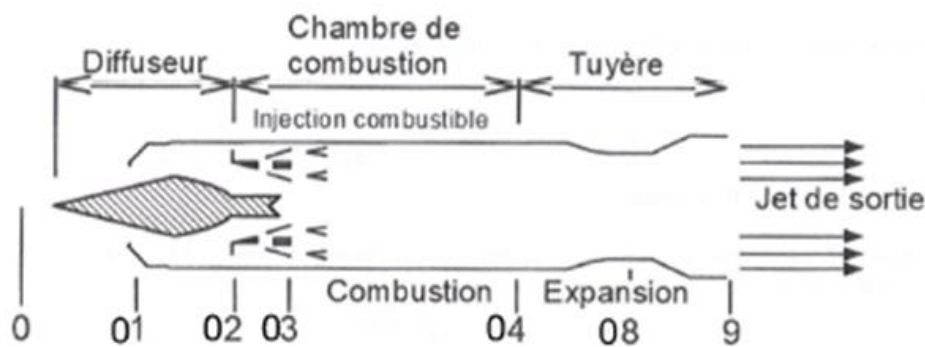


Figure III. 1: Schéma d'un statoréacteur

Ce propulseur doit être lancé pour fonctionner (il ne fonctionne pas à vitesse nulle). Ce qui limite son développement en termes de transport et réserve son usage pour d'autres applications, militaire notamment. Enfin à noter une propriété importante de ce système. Les nombres de Mach en sortie et en entrée sont identiques $M_{a0}=M_{a9}$. Cette propriété est due à la l'absence d'éléments tournant dans le système.

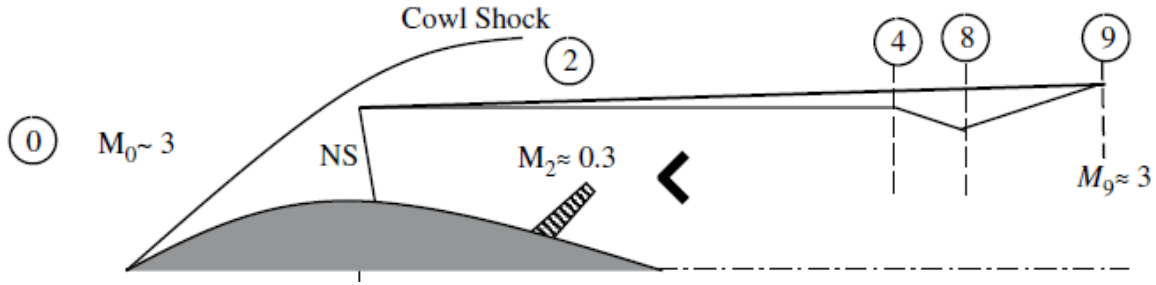


Figure III. 2: Tendances des paramètres de débit dans un statoréacteur à combustion subsonique typique [45].
Il convient de présenter le cycle réel sur un diagramme T-S, ceci est illustré par la figure (III.3).

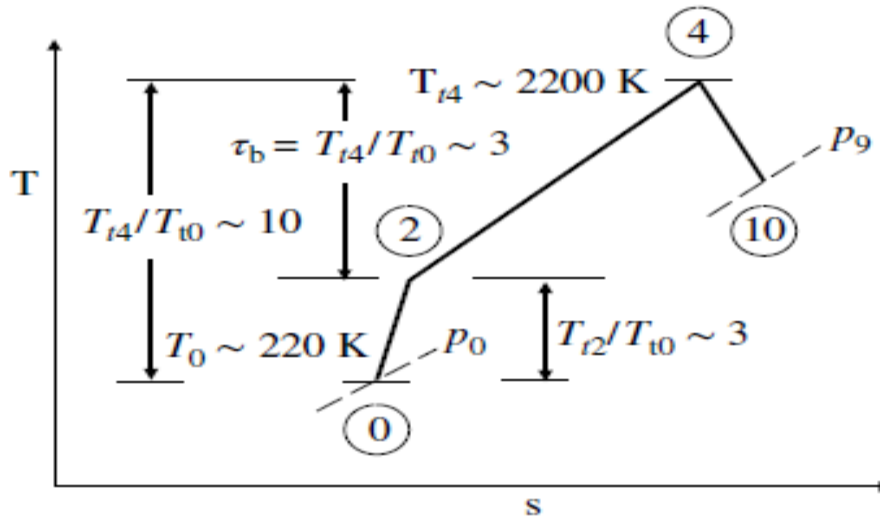


Figure III. 3: Cycle thermodynamique du statoréacteur [45].

III.3 Performances d'un statoréacteur en termes de paramètres dimensionnels et adimensionnels

III.3.1 Modèle mathématique dimensionnel

➤ Température totale du vol

Il s'agit de la relation entre la température et le nombre de Mach à l'entrée du diffuseur, donc l'équation peut réécrite comme suit :

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = T_{t2} \quad (\text{III.1})$$

➤ Pression totale du vol

Il s'agit de la relation entre la pression totale et le nombre de mach à l'entrée du diffuseur, est donné par:

$$p_{t0} = p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III.2})$$

➤ **Vitesse de vol**

Par définition la vitesse de vol à l'entrée du diffuseur est donnée par la formule suivante

$$V_0 = M_0 \cdot \alpha_0 = M_0 \sqrt{\gamma R T_0} \quad (\text{III.3})$$

➤ **Pression totale à la sortie du diffuseur**

La corrélation de rendement en fonction de nombre de Mach est donné par

$$\frac{p_{t2}}{p_0} = \left\{ 1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \text{ Or } p_{t2} = \pi_d \cdot p_{t0} \quad (\text{III.4})$$

➤ **Pression totale à la sortie du diffuseur**

$$p_{t4} = p_{t2} \cdot \pi_n \quad (\text{III.5})$$

➤ **Rapport combustible/air dans le bruleur**

Le rapport combustible /air dans le bruleur est définie par la relation suivant

$$f = \frac{h_{t4} - h_{t0}}{Q_R \eta_b - h_{t4}} = \frac{T_{t4} - T_{t0}}{\frac{Q_R \eta_b}{c_p} - T_{t4}} \quad (\text{III.6})$$

➤ **Rapport de pression totale de la buse**

Le rapport de pression totale de la buse est donné par

$$\pi_n = \left\{ \left(\frac{p_{t4}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - \eta_n \left[\left(\frac{p_{t4}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III.7})$$

➤ **Pression totale à la sortie de la buse**

$$p_{t_9} = p_{t_4} \cdot \pi_n \quad (\text{III.8})$$

➤ **Nombre de Mach de sortie de buse**

Le nombre de Mach de sortie de buse dans le paramètre dimensionnelle l'équation (1) et le paramètre adimensionnel l'équation (2) est donné par

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_{t2}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (\text{III.9})$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\tau_n \tau_b \tau_d \tau_r \frac{p_0}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (\text{III.10})$$

➤ **Température statique de sortie de la buse**

La relation de la température statique de sortie de la buse est donné par

$$T_9 = \frac{T_{t9}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2} \quad (\text{III.11})$$

➤ **Vitesse du son à la sortie de la buse**

La relation de la vitesse du son à la sortie de la buse est donné par

$$\alpha_9 = \sqrt{\gamma R T_9} \quad (\text{III.12})$$

➤ **Vitesse de sortie de la buse**

Par définition de la vitesse de sortie de la buse c'est le produit entre la vitesse du son et le nombre de Mach à la sortie de la tuyère, est donné comme suit

$$V_9 = \alpha_9 \cdot M_9 \tag{III.13}$$

➤ **Poussée spécifique**

Il s'agit de la relation entre la force générée par la poussée et la quantité de masse qui traverse le diffuseur par unité de temps. On constate qu'il existe la même relation en poussée spécifique entre paramètre dimensionnelle et adimensionnelle.

Alors l'équation de poussée spécifique est écrite

$$\frac{F_n}{\dot{m}} = (1+f) V_9 \left(1 + \frac{1}{\gamma M_9^2} \left(1 - \frac{p_0}{p_9} \right) \right) - V_0 \tag{III.14}$$

➤ **Consommation de carburant spécifique à la poussée**

C'est le rapport entre la consommation massique horaire et la poussée. On constate qu'il existe la même relation en La consommation de carburant spécifique à la poussée entre paramètre dimensionnelle et adimensionnelle, donc l'équation et découvrez comme suit

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F_n} = \frac{f}{\frac{F_n}{\dot{m}_0}} \tag{III.15}$$

➤ **Impulsion spécifique au carburant**

La relation qui représente l'impulsion spécifique au carburant c'est la fraction inversé de produit entre l'accélération et la consommation de carburant spécifique à la poussé, impulsion spécifique au carburant dans le paramètre dimensionnel est la même celle dans le paramètre adimensionnel.

$$I_s = \frac{1}{(g_0 \cdot \text{TSFC})} \tag{III.16}$$

➤ **Efficacité propulsive**

L'efficacité propulsive est une mesure de l'efficacité d'un moteur d'avion, qui compare la quantité de puissance fournie au taux d'augmentation de l'énergie cinétique de l'air qui traverse le moteur. Elle est représentée par le rapport entre la puissance fournie et la variation d'énergie cinétique de l'air, et est exprimée sous forme de pourcentage. En d'autres termes, l'efficacité propulsive mesure la capacité d'un moteur à transformer l'énergie fournie en puissance de propulsion efficace pour l'avion. On observe qu'il existe la même relation de l'efficacité propulsive par

$$\eta_p = \frac{2 \left(\frac{F_n}{\dot{m}_0} \right) V_0}{(1+f)V_9^2 - V_0^2} \quad (\text{III.17})$$

➤ **Efficacité thermique du cycle**

On définit une efficacité thermique (ou rendement thermique) qui mesure la proportion d'énergie thermique libérée par la combustion du carburant qui est convertie en énergie mécanique pour propulser l'avion. Cette efficacité thermique peut être définie comme le rapport entre la puissance propulsive produite par le moteur et la puissance thermique libérée par la combustion du carburant. . On remarque qu'il existe la même relation en l'efficacité thermique entre paramètre dimensionnelle et adimensionnelle.

Pour cela on définit une efficacité thermique par

$$\eta_{th} = \frac{(1+f)V_9^2 - V_0^2}{2fQ_R \eta_b} \quad (\text{III.18})$$

➤ **Efficacité globale**

Le rendement global compare la puissance de propulsion à la puissance thermique apportée par le combustible. On constate qu'il existe la même relation en poussée spécifique entre paramètre dimensionnelle et adimensionnelle, est donné par

$$\eta_o = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{\left(\frac{F_n}{\dot{m}_0} \right) V_0}{fQ_R \eta_b} = \frac{V_0}{Q_R \eta_b \text{ TSFC}} \quad (\text{III.19})$$

III.3.2 Modèle mathématique adimensionnel

➤ **Rapport de température du bélier**

L'équation de rapport de température du bélier s'écrit

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \quad (\text{III.20})$$

➤ **Rapport de pression du piston**

L'équation de rapport de pression du piston s'écrit

$$\pi_r = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III.21})$$

➤ **Rapport de pression totale d'entrée**

$$\pi_d = \frac{p_{t2}}{p_{t0}} = \left(\frac{1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III.22})$$

➤ **Rapport carburant/air**

La loi du rapport carburant/air est comme suit

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r}{\frac{Q_R \eta_b}{c_p T_0} - \tau_\lambda} \quad (\text{III.23})$$

➤ **Rapport de pression de la buse**

$$\tau_n = \left\{ \left(\tau_b \tau_d \tau_r \frac{p_0}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - \eta_n \left[\left(\tau_b \tau_d \tau_r \frac{p_0}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III.24})$$

Telle est la formule du rapport de pression de la buse.

➤ **Vitesse d'échappement**

La vitesse d'échappement est exprimée par

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma R T_0 \frac{\tau_\lambda}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2}} = a_0 M_9 \sqrt{\frac{\tau_\lambda}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2}} \quad (\text{III.25})$$

III.4 Transcription sous EES

EES est un logiciel très utile pour résoudre des problèmes d'ingénierie, en particulier pour les calculs de paramètres thermodynamiques. Il possède une bibliothèque de fonctions mathématiques et thermodynamiques, mais permet également à l'utilisateur de créer ses propres fonctions en suivant différentes méthodes.

L'une des méthodes consiste à utiliser le langage de programmation de l'EES, qui permet de définir des fonctions personnalisées en utilisant des instructions et des opérations mathématiques. Une autre méthode consiste à importer des fichiers de données externes, tels que des tables de propriétés thermodynamiques ou des équations de réaction chimique.

En utilisant ces méthodes, les utilisateurs peuvent personnaliser leurs calculs pour répondre à leurs besoins spécifiques. Par exemple, pour le calcul des paramètres thermodynamiques du statoréacteur l'utilisateur pourrait utiliser les fonctions thermodynamiques intégrées de l'EES pour calculer les propriétés de l'air, puis créer une fonction personnalisée pour calculer les performances du moteur en fonction de ces propriétés.

Dans l'ensemble, EES est un outil très polyvalent et puissant pour résoudre une grande variété de problèmes d'ingénierie, en particulier dans le domaine de la thermodynamique. Sa flexibilité permet aux utilisateurs de personnaliser leurs calculs pour répondre à leurs besoins spécifiques, ce qui en fait un choix populaire parmi les ingénieurs et les scientifiques.

III.5 Calcul des performances pour un régime permanent

Le modèle exprimé par les équations (III.1 – III.28) est transcrit sous environnement EES afin d'étudier les performances du statoréacteur pour un régime permanent d'une part et pour des études paramétriques en considérant la variation des paramètres d'intérêt, à l'instar des conditions de vol, de l'altitude de vol, et de la consommation de carburant, etc.

III.5.1 Conditions de fonctionnement

Les données opérationnelles pour le calcul du statoréacteur en régime permanent sont données par le tableau suivant.

Tableau 1: Données de calcul du statoréacteur en régime permanent

Paramètre	Valeur
Nombre de Mach de vol	$M_0=3$
Pression à l'entrée	$P_0= 101,325$ [kPa]
Température totale à l'entrée	$T_0 =288$ [K]
Efficacité du diffuseur	$\eta_d =0,9$
Rapport de pression de la chambre de combustion	$\pi_b=0,95$
Efficacité de la chambre de combustion	$\eta_b=0,96$
Pouvoir calorifique du combustible	$QR=42800000$ [J/kg]
Température maximale de combustion	$T_{t4}=2200$ [K]
Pression à la sortie du statoréacteur	$P_9=215$ [K]
Efficacité de la tuyère	$\eta_n=0,95$
Accélération de la pesanteur	$g_0=9,81$ [m/s ²]
Débit d'air	$\dot{m}_0=75$ [kg/s]
Poussée escomptée	$F_n=65000$ [N]

III.5.2 Résultats pour un régime permanent

Le tableau suivant exprime les résultats pour un régime permanent :

Tableau 2: Résultats en régime stationnaire

Paramètre	Valeur
Rapport fuel/air	$f = 0,03599$ [kg _c /kg _a]
Poussée spécifique	$T_s=866.7$ [K]
Consommation spécifique TSFC	$TSFC=0,00004152$ [(kg _c /s)/N]
Impulsion spécifique	$I_s= 2455$ N/[kg _a /h]
Rendement thermique	$\eta_{th}= 0,6474$

Rendement propulsif	$\eta_p = 0,4425$
Rendement global	$\eta_0 = 0,2865$

III.6 Etude paramétrique du statoréacteur

III.6.1 Influence de l'altitude vol

Pour étudier les Paramètres de l'atmosphère standard (0-11000 m)

$$T_0 = 288,16 - 0,0065 \cdot h_0 \quad (\text{III.26})$$

$$P_0 = P_0 \cdot \left(1 - 0,0065 \cdot \frac{h_0}{T_0} \right) \quad (\text{III.27})$$

Variation de la pesanteur où $R_e = 6360000 \text{ m}$ est le rayon moyen de la terre

$$g_0 = g_0 \cdot \left(\frac{R_e}{R_e + h_0} \right) \quad (\text{III.28})$$

III.6.1.1 Variation des pressions totales

La figure III.4 montre l'influence de l'altitude sur les pressions totales. On remarque que toutes les courbes sont décroissantes avec une diminution de pression en fonction de l'altitude. Pour une altitude donnée, on remarque que la pression à l'entrée du diffuseur est la plus élevée par rapport à la pression à l'entrée de la chambre de combustion et de la tuyère ainsi qu'à la sortie de celle-ci. Ce qui tout à fait logique, la poussée permettant la propulsion du statoréacteur dépend de la dépression à l'intérieur de l'engin conformément au principe de la réaction.

III.6.1.2 Variation de la consommation spécifique et de l'impulsion spécifique

La diminution de la pression totale qui mène à la perte de poussée en fonction de l'altitude induit automatiquement une perte de d'impulsion spécifique qui augmente la consommation spécifique en fonction de l'altitude. La figure III.5 montre ces deux tendances de la consommation spécifique et de l'impulsion spécifique en fonction de l'altitude.

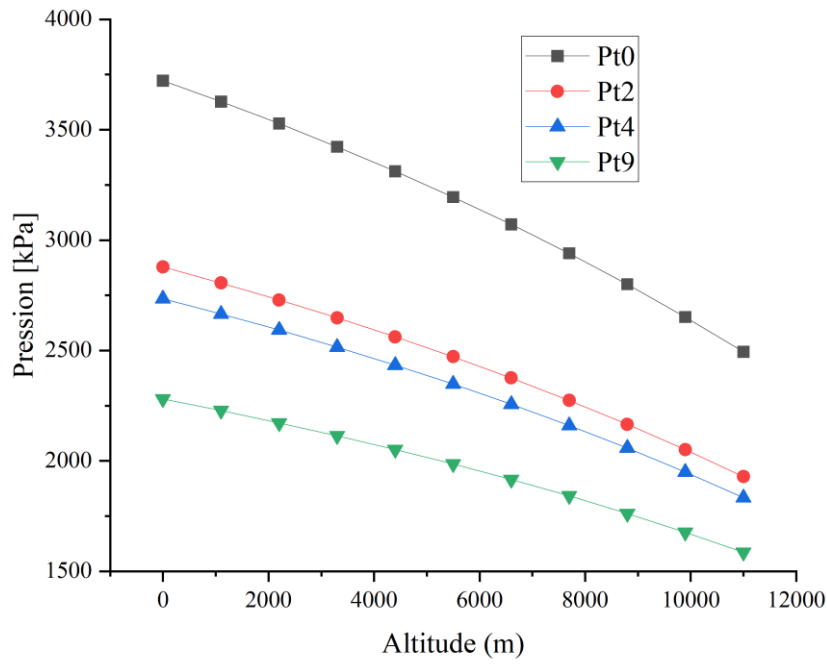


Figure III. 4: Influence de l'altitude sur les pressions totale

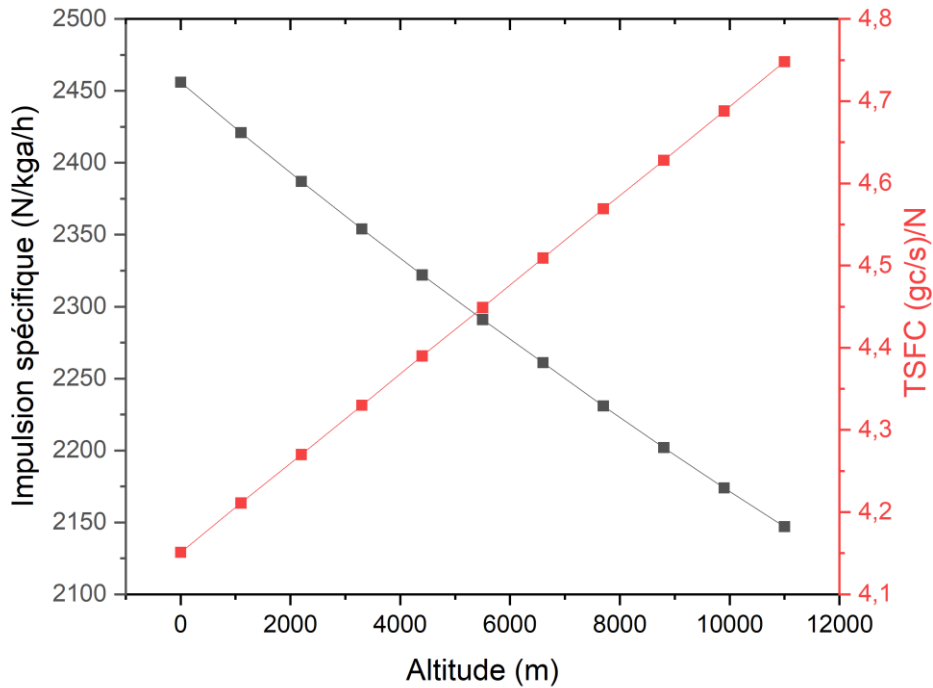


Figure III. 5: Influence de l'altitude sur l'impulsion spécifique et la consommation spécifique

III.6.1.3 Variation des rendements

La figure III.6 illustre la variation des différents rendements en fonction de l'altitude. La diminution de la pression atmosphérique en fonction de l'altitude conduit à une augmentation modérée du rendement propulsif quoique la pression totale qui est liée à la vitesse de vol diminue. Par contre, la diminution de l'impulsion spécifique qui engendre une augmentation de consommation de carburant proportionnelle conduit à baisser le rendement thermique. Le rendement global qui est le produit des deux premiers rendements (propulsif et thermique) suit une allure descendante en concordance avec l'allure prépondérante du rendement thermique. Aussi, la baisse du rendement thermique peut être due à la raréfaction de l'atmosphère, ce qui conduit à une surconsommation de carburant et à une baisse de la température de la source chaude.

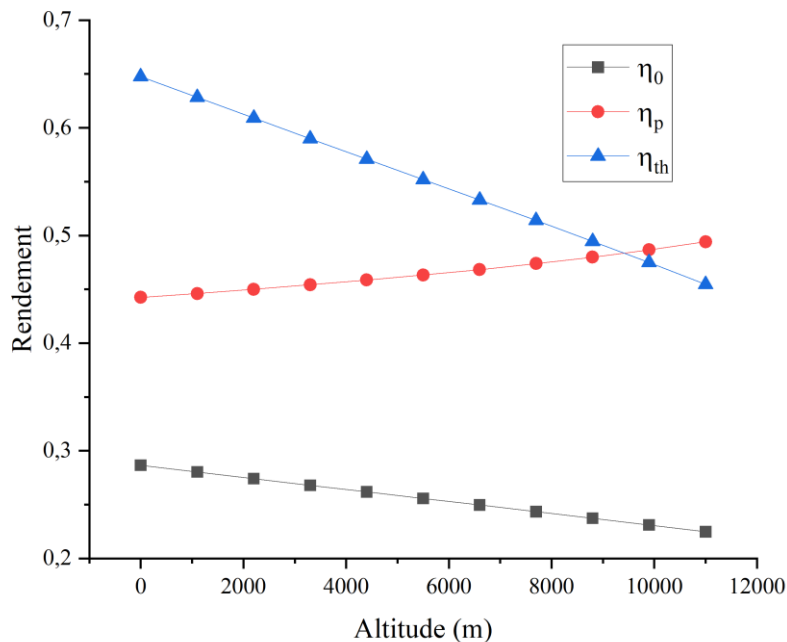


Figure III. 6: Influence de l'altitude sur les rendements

III.6.2 Influence du nombre de Mach de vol

III.6.2.1 Variation des pressions totales

La figure III.7 illustre l'influence de nombre de Mach sur les pressions totales. On observe que pour un même nombre de Mach de vol, la pression totale à l'entrée du diffuseur est la plus élevée que celle à l'entrée de la chambre de combustion et ce pour permettre une combustion complète. La pression totale à l'entrée de la tuyère, ainsi que celle à la sortie de la tuyère sont également inférieures à celle de l'entrée, ce qui favorisera la propulsion de l'engin. La pression

totale est par sa définition proportionnelle au carré de la vitesse de vol de l'engin et par conséquent les pressions totales augmentent avec le nombre de Mach de vol

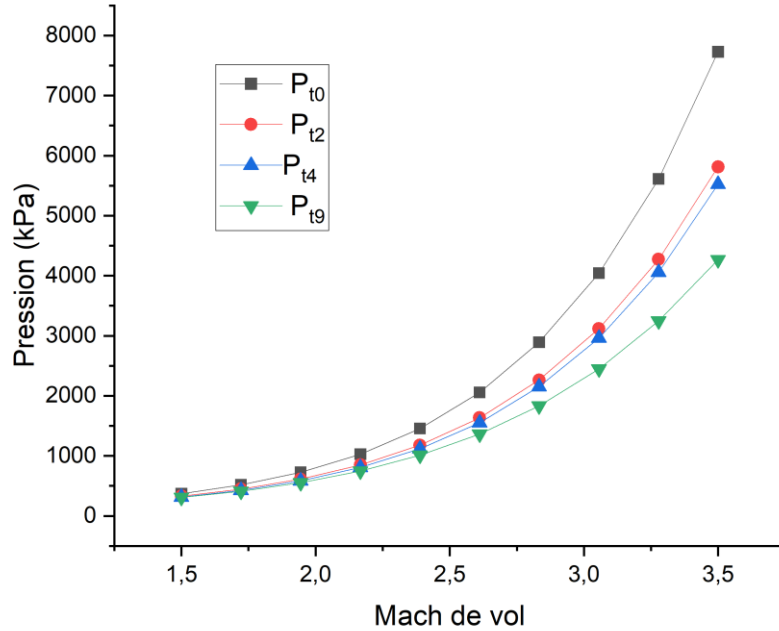


Figure III. 7: Influence de nombre de Mach de vol sur les pressions totales

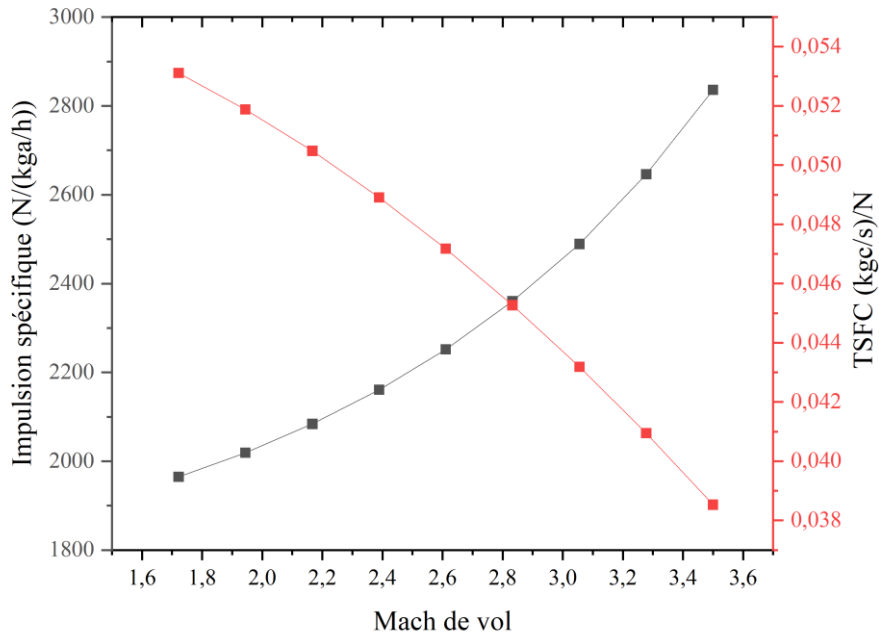


Figure III. 8 : Influence de nombre de Mach de vol sur l'impulsion spécifique et la consommation spécifique

III.6.2.2 Variation de la consommation spécifique et de l'impulsion spécifique

La figure III.8 illustre l'influence de nombre de Mach de vol sur la consommation spécifique et l'impulsion spécifique. On observe que la courbe de la consommation spécifique est décroissante, ce qui signifie qu'une augmentation du nombre de Mach du vol conduit à une diminution de la consommation spécifique et ce à cause de la diminution de la pression totale (par opposition à la poussée). En revanche, pour la courbe de l'impulsion spécifique, on constate une tendance croissante qui va en sens inverse de la consommation spécifique.

III.6.2.3 Rendements

Dans la Figure III.9, on peut voir l'influence du nombre de Mach de vol sur les rendements. Il est observé que les courbes du rendement global et du rendement thermique augmentent, ce qui indique que lorsque le nombre de Mach à la sortie de la tuyère augmente, la poussée spécifique s'améliore, ce qui entraîne une amélioration de ces rendements. En revanche, la courbe du rendement propulsif diminue.

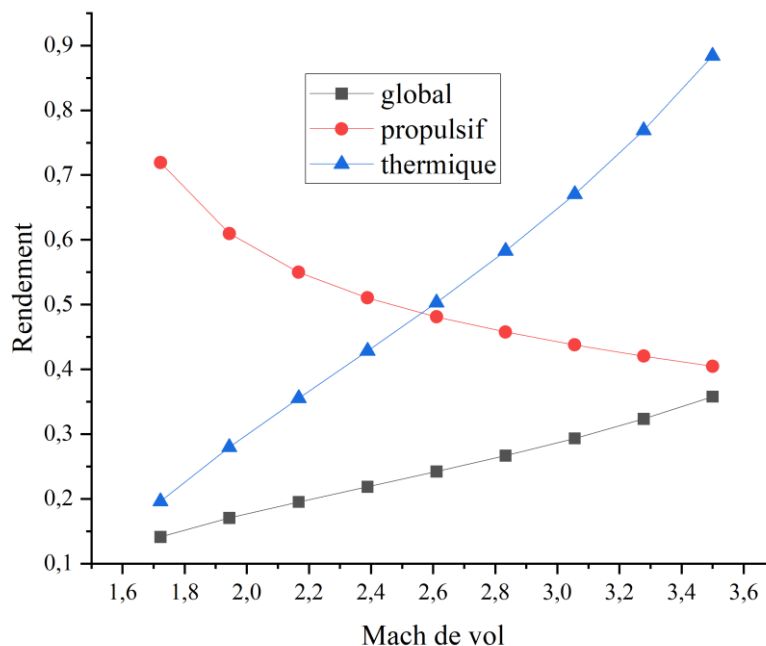


Figure III. 9: Influence de nombre de Mach de vol sur les rendements

III.6.3 Influence de Tt_4

La Figure III.10 illustre l'influence du nombre de Mach de vol sur les rapports air-combustible pour des températures de combustion différentes. On observe que pour une température de combustion donnée, le rapport air-combustible diminue avec l'augmentation du nombre de

Mach de vol. Ceci est dû à l'augmentation de la quantité d'air qui traverse la machine lorsque le nombre de Mach augmente. On remarque aussi que l'augmentation de la température de combustion est accompagnée avec une augmentation du rapport combustible-air pour un nombre de Mach donné.

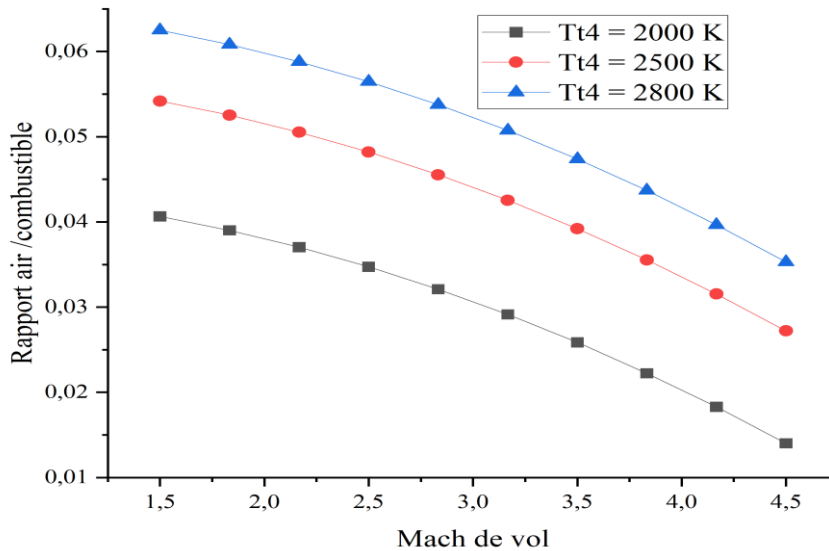


Figure III. 10: Influence de nombre de Mach de vol sur le rapport air/combustible

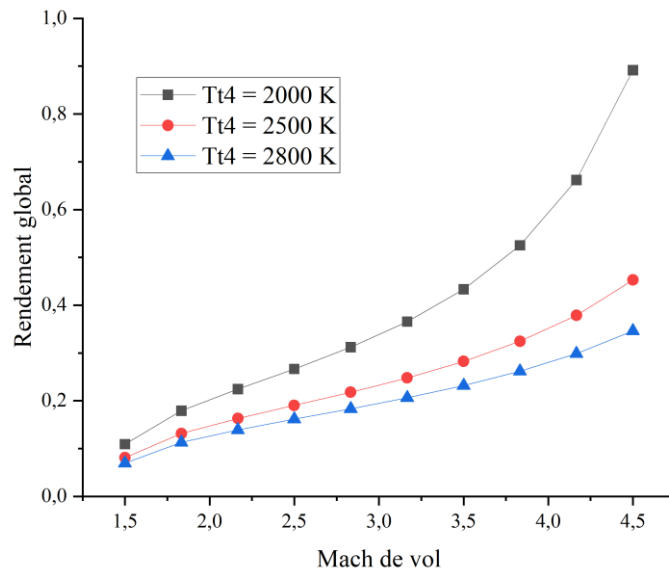


Figure III. 11 : Influence de nombre de Mach de vol sur le rendement global

La figure III.11 présente l'influence du nombre de Mach sur le rendement global. En se référant à la figure III.10, on remarque qu'à l'inverse de l'augmentation du rapport combustible-air en

fonction de la température de combustion, le rendement global diminue avec celle-ci et ce pour un nombre de Mach donné. On observe qu'à mesure que le nombre de Mach de vol augmente, l'écart en rendement est plus perceptible.

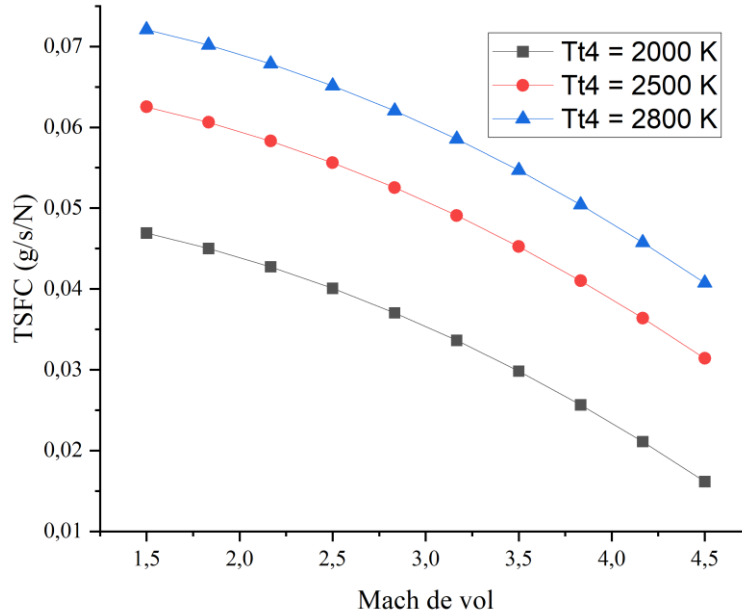


Figure III. 12: Influence de nombre de Mach de vol sur la consommation spécifique

La Figure III.12 présente l'influence du nombre de Mach du vol sur la consommation spécifique pour des températures de combustion différentes. On observe que pour une température de combustion donnée, la TSFC diminue avec l'augmentation du nombre de Mach de vol. Ceci est dû à l'augmentation de la quantité d'air qui traverse la machine lorsque le nombre de Mach augmente. On remarque aussi que l'augmentation de la température de combustion est accompagnée avec une augmentation de la TSFC pour un nombre de Mach donné.

III.6.3.1 Rapport combustible-air

La Figure III.13 illustre l'interaction entre le rapport combustible-air, la température maximale de combustion et le rendement global. Elle résume les constats montrés par les figures III.10, III.11 et III.12.

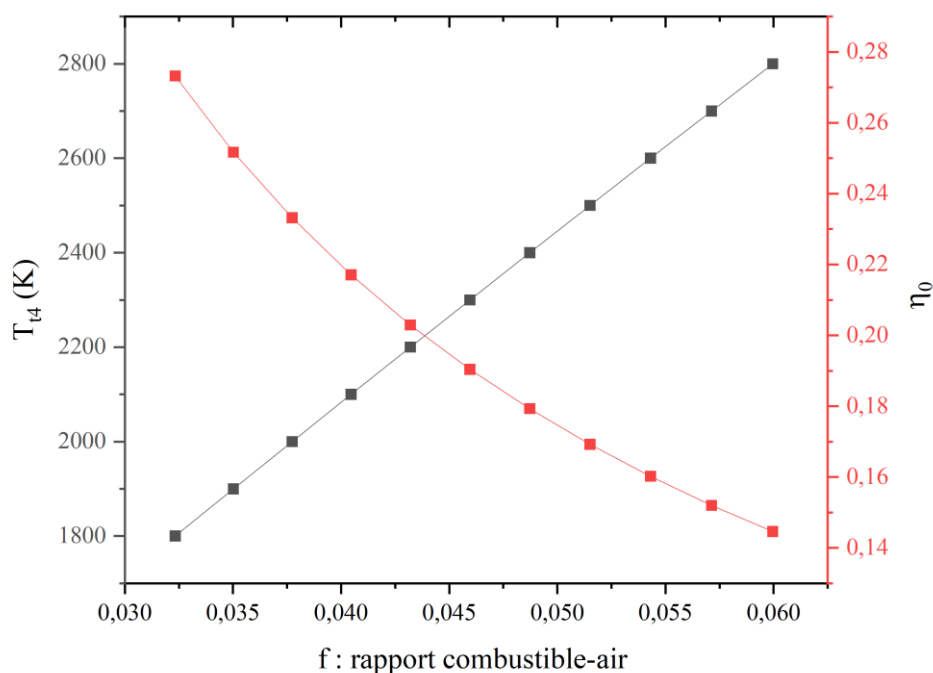


Figure III. 13: Influence de rapport combustible-air sur la température et le rendement globale

III.7 Conclusion

Le chapitre III a été l'occasion d'effectuer une analyse thermodynamique d'un statoréacteur. Un modèle mathématique d'un statoréacteur a été exposé en termes de paramètres dimensionnels. Une version adimensionnelle a été également évoquée. Ce modèle est conçu pour étudier les performances du statoréacteur.

Le modèle a été transcrit sous environnement EES. Des résultats en régime stationnaire pour un Mach de vol égal à 3 au niveau de la mer ont été exposés.

Ensuite, une étude paramétrique est menée pour étudier les paramètres reflétant la performance du statoréacteur, en l'occurrence, l'impulsion spécifique, la consommation spécifique, les différents rendements en fonction des paramètres opérationnels, à l'instar de l'altitude de vol, du Mach de vol, de la température maximale de combustion.

Conclusion générale

L'étude d'un statoréacteur consiste à étudier les principes d'aérodynamique, de thermodynamique et de combustion qui régissent son fonctionnement. Il est important de comprendre les notions de compression supersonique, de combustion supersonique et de tuyères d'échappement adaptées aux hauts régimes. Les outils de modélisation numérique tels que la dynamique des fluides computationnelle (CFD) sont couramment utilisés pour simuler le comportement de l'écoulement d'air de différentes sections d'un statoréacteur. Des expériences en soufflerie et des essais sur modèle peuvent également être effectués pour valider les résultats de la modélisation et affiner la conception du statoréacteur.

Le chapitre premier a été l'occasion d'effectuer un état de l'art du statoréacteur en insistant sur les problèmes et les instabilités de son fonctionnement. Des généralités sur les moteurs ont été également présentées en commençant par un bref historique, suivi de la définition, de la classification, des domaines d'application, du principe de fonctionnement et des technologies des statoréacteurs, configuration du statoréacteur.

Le chapitre second a été l'occasion d'exposer le cycle thermodynamique du statoréacteur, sa composition, sa classification, ses domaines d'application, les consignes de conception, les matériaux de fabrication ainsi que l'impact environnemental, de son industrie et son utilisation.

Le troisième chapitre qui constitue notre contribution à l'étude du statoréacteur en exploitant un modèle mathématique de la littérature. Le modèle transcrit sous environnement EES a permis d'effectuer une analyse d'un statoréacteur. L'étude nous a menée aux conclusions suivantes :

- Pour une altitude donnée, on remarque que la pression totale à l'entrée du diffuseur est la plus élevée par rapport à la pression à l'entrée de la chambre de combustion et de la tuyère ainsi qu'à la sortie de celle-ci.
- La diminution de la pression totale qui mène à la perte de poussée en fonction de l'altitude induit automatiquement une perte de d'impulsion spécifique ce qui augmente la consommation spécifique en fonction de l'altitude.
- La diminution de la pression atmosphérique en fonction de l'altitude conduit à une augmentation modérée du rendement propulsif quoique la pression totale qui est liée à la vitesse de vol diminue. Par contre, la diminution de l'impulsion spécifique qui engendre une augmentation de consommation de carburant proportionnelle conduit à

baissier le rendement thermique. Le rendement global qui est le produit des deux premiers rendements (propulsif et thermique) suit une allure descendante en concordance avec l'allure prépondérante du rendement thermique.

- La pression totale à l'entrée de la tuyère, ainsi que celle à la sortie de la tuyère sont également inférieures à celle de l'entrée, ce qui favorisera la propulsion de l'engin. La pression totale est par sa définition proportionnelle au carré de la vitesse de vol de l'engin et par conséquent les pressions totales augmentent avec le nombre de Mach de vol
- On observe que pour une température de combustion donnée, la TSFC diminue avec l'augmentation du nombre de Mach de vol. Ceci est dû à l'augmentation de la quantité d'air qui traverse la machine lorsque le nombre de Mach augmente. On remarque aussi que l'augmentation de la température de combustion est accompagnée avec une augmentation de la TSFC pour un nombre de Mach donné.

Ce mémoire a été l'occasion de découvrir le statoréacteur qui constitue un volet important des moteurs à réaction. Ses domaines d'application s'étendent à domaines stratégiques sur tant dans le secteur civil que militaire. Les recherches dans ce domaine sont se poursuivent notamment pour le contrôle et la maîtrise de la combustion supersonique.

Bibliographie

- [1] Ingenito, *Subsonic Combustion Ramjet Design* SpringerBriefs in Applied Sciences and Technology, 2021.
- [2] B. GUEZGOUZ, *Mémoire de Fin d'étude "Etude thermodynamique et performances d'un réacteur d'avion double corps-double flux"*, Biskra: Université de Biskra, 2015-2016.
- [3] «La saga des statoréacteurs,» 22 Août 2004. [En ligne]. Available: <http://xplanes.free.fr/stato/stato-1.html>. [Accès le 30 Avril 2023].
- [4] «[https://www.skybrary.aero/articles/je,](https://www.skybrary.aero/articles/je)» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [5] A. Rocket, *THE BEGINNING OF HIPERSONIC RAMJET RESEARCH AT APL*, New York: Institute of Aeronautical sciences, 1948.
- [6] L. TADDEO, *ENERGETIQUE ENERGIE RECICLEE PAR CONVERSION CHIMIQUE POUR APPLICATION A LA COMBUSTION DANS LE DOMAINE AEROSPATIAL(ERC3)*, ROMA: UNIVERSITE A DI ROMA.
- [7] A. Roux, *Simulation aux Grandes Echelles d'un statoréacteur*, TOULOUSE: UNIVERSITE DE TOULOUSE, 2009.
- [8] «[https://le-moteur-a-reaction-tpe-agera.tech.blog/a-propos/,](https://le-moteur-a-reaction-tpe-agera.tech.blog/a-propos/)» [En ligne]. [Accès le 28 04 2023].
- [9] «[https://spaceandscience.fr/fr/blog/comprendre-les-moteurs-a-reaction,](https://spaceandscience.fr/fr/blog/comprendre-les-moteurs-a-reaction)» [En ligne]. [Accès le 28 04 2023].
- [10] B. R. e. A. Celia, *Etude des performances d'un turboréacteur mono-corps mono-flux RB-41 "Nene"*, 2017-2018.
- [11] M. A. e. B. NAZIHEDDINE, *Etude comparative des performance entre les tuyères MLN de section circulaire et carrée*, 2018-2019.
- [12] L.MESSAOUDI, *Mécanique de propulsion*, BATNA: Universite BATNA, 1998.
- [13] «[https://www.accrodavion.be/Accrodavions/cotefusee.html,](https://www.accrodavion.be/Accrodavions/cotefusee.html)» [En ligne].
- [14] R. M. E. G. P. E. A. VERRIER, *MICRO-FUSEES*, 1981.
- [15] «[http://webetab.ac-bordeaux.fr/Etablissement/CPEVictorBranne/odp/aeronautique/propulsion.html,](http://webetab.ac-bordeaux.fr/Etablissement/CPEVictorBranne/odp/aeronautique/propulsion.html)» [En ligne]. Available: Les différents modes de propulsion aéronef. [Accès le 26 04 2023].

- [16] «<https://fr.wikipedia.org/wiki/Propergol#:~:text=Un%20moteur%20%C3%A0%20prope%20solide,le%20corps%20m%C3%A0me%20du%20propulseur.>» [En ligne]. Available: Wikipedia. [Accès le 25 04 2023].
- [17] «<https://destination-orbite.net/astronautique/transport->» [En ligne]. [Accès le 25 04 2023].
- [18] «https://www.larousse.fr/encyclopedie/images/Fonctionnement_dun_turbor%C3%A9acteur/1001945» [En ligne]. Available: LAROUSSE. [Accès le 24 04 2023].
- [19] «<https://accrodavion.be/Accrodavions/lapropulsion4.html>» [En ligne]. Available: ACCRODAVION. [Accès le 24 04 2023].
- [20] «https://www.aeronautique.ma/Turboreacteurs-Generalites_a426.html» 07 02 2007. [En ligne]. Available: Aeronautique.ma. [Accès le 23 04 2023].
- [21] B. R. E. B. Hiba, *CARACTRESATION DIMENSIONNEL ET THERMODYNAMIQUE D'UN TURBOREACTEUR SIMPLE FLUX*, 2020.
- [22] «<https://airtractorconcept.eu/?p=6994>» 08 12 2019. [En ligne]. Available: CULTIVE DE JEUNES POUSSÉS AERONAUTIQUES. [Accès le 16 04 2023].
- [23] «<https://fr.wikipedia.org/wiki/Pulsor%C3%A9acteur>» [En ligne]. Available: WIKIPEDIA. [Accès le 13 04 2023].
- [24] «<https://www.larousse.fr/encyclopedie/images/Turbopropulseur/1014069>» [En ligne]. Available: LAROUSSE. [Accès le 13 04 2023].
- [25] «<https://www.avionslegendaires.net/dossier/la-propulsion-a-reaction/la-propulsion-a-reaction-principes/>» 01 01 2009. [En ligne]. Available: LE PRICIPE DE LA PROPULSION A REACTION. [Accès le 10 04 2023].
- [26] «<https://www.avionslegendaires.net/dossier/la-propulsion-a-reaction/la-propulsion-a-reaction-principes/>» 08 07 2021. [En ligne]. Available: L'AVION (OPERATIONNEL) LE PLUS RAPIDE DE L'HISTOIRE. [Accès le 08 04 2023].
- [27] «<https://www.alamyimages.fr/technologie-des-engins-spatiaux-satellites-fusees-station-spatiale-navires-navettes-la-lune-et-mars-rovers-ensemble-de-vecteurs-d-equipement-d-exploration-de-l-univers-image434047582.html>» [En ligne]. Available: alamy. [Accès le 08 04 2023].
- [28] «<https://www.enbeauce.com/actualites/chroniques/394162/le-fonctionnement-dun-moteur-a-reaction-1re-partie>» 24 05 2020. [En ligne]. Available: CHRONIQUES. [Accès le 01 04 2023].
- [29] «<https://www.rapport-gratuit.com/generalite-sur-les-moteurs-a-reaction/>» [En ligne]. [Accès le 28 03 2023].

- [30] «Ramjet operation,» WIKIPEDIA, 17 août 2009. [En ligne]. Available: https://fr.m.wikipedia.org/wiki/Fichier:Ramjet_operation-fr.svg. [Accès le 20 mai 2023].
- [31] «<https://theprint.in/opinion/ramjet-technology-can-counter-chinas-long-range-missiles-beat-himalayan-terrain-limitation/1143131/>,» 26 07 2022. [En ligne]. Available: Ramjet technologie can counter China's long-range missiles beat Himalayan terrain limitation. [Accès le 25 03 2023].
- [32] M. N. SARUSUN, *A THESIS SUBMITTED TO THE GRADUATE*, EAST TECHNICAL UNIVERSITY, 2005.
- [33] «<https://www.ipl.org/essay/The-Ramjet-Engine-Affect-The-World-FCEFW8ZY26>,» [En ligne]. Available: The Ramjet Engine Affect World. [Accès le 24 03 2023].
- [34] «<https://www.ipl.org/essay/The-Ramjet-Engine-Affect-The-World-FCEFW8ZY26>,» [En ligne]. [Accès le 20 03 2023].
- [35] S. Bendida, *Simulation à grand échelle d'un super-statoréacteur (SCRAMJET)*, 2020.
- [36] «cycle thermodynamique utilisé dans turbine à gaz,» 2020. [En ligne]. [Accès le 12 03 2023].
- [37] N. Connor, «<https://www.thermal-engineering.org/fr/quest-ce-que-brayton-cycle-moteur-a-turbine-a-gaz-definition/>,» 19 02 2020. [En ligne]. [Accès le 10 03 2023].
- [38] «https://ar.m.wikipedia.org/wiki/%D9%85%D9%84%D9%81:Brayton_cycle.svg,» [En ligne]. Available: Brayton cycle.svg. [Accès le 09 03 2023].
- [39] «https://en.wikibooks.org/wiki/Jet_Propulsion/Thermodynamic_Cycles#Ramjet_cycle,» [En ligne]. Available: Jet Propulsion/Thermodynamic Cycles . [Accès le 08 03 2023].
- [40] «<https://www.britannica.com/technology/jet-engine/Ramjets-and-supersonic-combustion-ramjets>,» [En ligne]. Available: Ramjets and supersonique combustion ramjets. [Accès le 05 03 2023].
- [41] D. Hulier, *Aérodynamique et propulsion*, 2007-2008.
- [42] *Experimental and Computational Investigations in Engineering*, 2020.
- [43] «<https://accrodavion.be/Accrodavions/lapropulsion10.html>,» [En ligne]. Available: ACCRODAVION. [Accès le 03 03 2023].
- [44] A. F.-E. Sayed, *Fondamentale of aircraft and rocket propulsion*.
- [45] «https://fr.wikipedia.org/wiki/Missile_air-air,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].

- [46] «https://fr.wikipedia.org/wiki/Missile_air-sol#/media/Fichier:F-20_Tigershark_launching_AGM-65_Maverick.jpg,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [47] «<https://www.opex360.com/2022/03/24/dissuasion-le-missile-asmp-a-renove-des-forces-aeriennes-strategiques-va-entrer-en-production/>,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [48] «<https://www.ouest-france.fr/monde/crash-en-ukraine-quest-ce-quun-missile-sol-air-2709807>,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [49] «<https://fr.wikipedia.org/wiki/MBDA>,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [50] «https://en.wikipedia.org/wiki/LFK_NG,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [51] « <https://www.skytamer.com/1.2/2002/2410.jpg>,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [52] «https://fr.wikipedia.org/wiki/Missile_antinavire,» [En ligne]. [Accès le 30 04 2023].
- [53] N. L. R. c. Cleveland, «<https://ntrs.nasa.gov/citations/19670095387>,» 2013. [En ligne]. [Accès le 01 03 2023].
- [54] *AGARD advisory group for Aerospace recherche and Development*, France.
- [55] «https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_J58,» [En ligne]. [Accès le 30 02 2023].
- [56] J. P. Y. Cohen, *The Climate Impact of Hypersonic Transport*, France: Université Paris-Saclay, 2022.
- [57] «<https://www.okieboat.com/How%20the%20ramjet%20works.html>,» [En ligne]. [Accès le 26 03 2023].
- [58] Preface, 2008.