

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de génie
Département de génie mécanique

DYNAMIQUE DES GAZ ET COMBUSTION
DU RIM-ROTOR ROTARY RAMJET ENGINE (R4E)

Mémoire de maîtrise
Spécialité : Génie mécanique

Mathieu PICARD

Jury : Jean-Sébastien PLANTE (directeur)
Martin BROUILLETTE
Luc FRÉCHETTE

Sherbrooke (Québec) Canada

05 2011

IV-2159



**Library and Archives
Canada**

**Published Heritage
Branch**

**395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada**

**Bibliothèque et
Archives Canada**

**Direction du
Patrimoine de l'édition**

**395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada**

**Your file Votre référence
ISBN: 978-0-494-83693-4**

**Our file Notre référence
ISBN: 978-0-494-83693-4**

NOTICE:

The author has granted a non-exclusive license allowing Library and Archives Canada to reproduce, publish, archive, preserve, conserve, communicate to the public by telecommunication or on the Internet, loan, distribute and sell theses worldwide, for commercial or non-commercial purposes, in microform, paper, electronic and/or any other formats.

The author retains copyright ownership and moral rights in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

AVIS:

L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque et Archives Canada de reproduire, publier, archiver, sauvegarder, conserver, transmettre au public par télécommunication ou par l'Internet, prêter, distribuer et vendre des thèses partout dans le monde, à des fins commerciales ou autres, sur support microforme, papier, électronique et/ou autres formats.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur et des droits moraux qui protègent cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

In compliance with the Canadian Privacy Act some supporting forms may have been removed from this thesis.

While these forms may be included in the document page count, their removal does not represent any loss of content from the thesis.

Conformément à la loi canadienne sur la protection de la vie privée, quelques formulaires secondaires ont été enlevés de cette thèse.

Bien que ces formulaires aient inclus dans la pagination, il n'y aura aucun contenu manquant.

Canada

*À la mémoire de Suzanne et Robert Crevier,
Modèles de courage et de détermination.*

RÉSUMÉ

Le Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E) a le potentiel de remplacer les turbines à gaz de 1 MW et moins en offrant : (1) une densité de puissance de 7.6 kW/kg, soit le double des turbines à gaz actuelles, (2) une meilleure fiabilité et un moindre coût par sa pièce mobile unique et (3) une efficacité de plus de 20 %, soit similaire aux turbines à gaz de cette puissance. Le R4E convertit la grande vitesse tangentielle du mélange air-carburant, idéalement 1000 m/s, en une grande pression dans la chambre de combustion. La combustion des réactifs augmente le volume du gaz ce qui force les produits à sortir à une grande vitesse tangentielle. La poussée générée est récupérée en travail mécanique à l'arbre directement ou est convertie en électricité.

Ce travail présente la conception de la géométrie des propulseurs à l'aide d'un modèle 1D généralisé basé sur l'analyse préliminaire, ainsi que la validation expérimentale d'un prototype faisant la preuve de concept du R4E à travers 5 étapes principales s'étendant sur 2 versions du prototype : (1) la friction aérodynamique, (2) l'écoulement dans le moteur, (3) l'allumage, (4) la combustion et (5) la démonstration de la puissance nette des ailettes. La friction aérodynamique de la paroi externe du Rim-Rotor dépasse de 35 % les modèles actuels ce qui en fait le mécanisme de perte le plus important. Le débit massique dans le moteur est de 30 % inférieur à la valeur estimée par le modèle 1D pour la géométrie testée. La puissance de traînée des statoréacteurs sans combustion mesurée est en ligne avec la puissance prédite pour un débit massique corrigé expérimentalement.

En ce qui concerne la combustion dans le moteur, le champ centrifuge extrême domine le mécanisme de propagation de la flamme. Un modèle simple de *flottaison* est utilisé pour prédire la longueur du front de flamme, représentant les produits chauds qui ont tendance à « flotter » sur les réactifs froids. Un modèle numérique est élaboré pour valider la propagation de la flamme jusqu'à une accélération centrifuge de 1.1 million de g et montre une bonne corrélation avec le modèle simple. Une efficacité de combustion de 85% est démontrée avec un second prototype pour une accélération centrifuge jusqu'à 284 000 g, soit 25 fois supérieures à la plus grande valeur testée dans la littérature. Une fois la combustion stabilisée, ce prototype a été en mesure de produire une légère poussée, une première pour les moteurs à statoréacteur rotatif.

Mots-clés : Moteur à statoréacteur rotatif, Combustion dans un champ centrifuge extrême, Friction aérodynamique à haute vitesse de rotation, Compression par onde de choc, Modèle 1D généralisé

REMERCIEMENTS

L'auteur tient à d'abord remercier son directeur de recherche, Jean-Sébastien Plante, pour sa capacité à transmettre sa passion, sa créativité et son dynamisme. Sa façon de remettre en question le monde autour de nous est d'une grande inspiration. L'auteur remercie également Martin Brouillette et Luc Fréchette pour leur collaboration au projet, autant en tant qu'expert technique qu'en tant que sages guides concernant l'orientation de la recherche.

Merci à tous mes collègues qui y ont cru comme moi, tout spécialement David Rancourt, mon vaillant compatriote. Merci également à Marc Denninger, mon frère Benoit, Charles-Alexis Létourneau-Lamarche, François Bolduc-Teasdale et Geneviève Miron pour leurs nombreuses présences au laboratoire jusqu'aux petites heures du matin pour réaliser les essais expérimentaux.

J'aimerais remercier le Conseil de recherches en sciences et génie du Canada (CRSNG) et le Fonds québécois de la recherche sur la nature et les technologies (FQRNT) pour leur support financier. Je remercie les partenaires et subventionnaires de supporter le programme de recherche à haut risque haut rendement sur le R4E : le CRSNG, Composites Atlantic, Hydrogenics et le Centre des technologies de fabrication en aérospatiale.

Je tiens également à remercier ma famille et mes amis pour m'avoir soutenu à travers cet ambitieux projet. Un merci tout spécial à Émilie, ma complice de tous les instants, qui a partagé les excitantes réussites et subi les échecs catastrophiques de cette belle aventure.

TABLES DES MATIÈRES

1	INTRODUCTION	1
2	ÉTAT DE L'ART	3
2.1	Statoréacteur linéaire	4
2.1.1	Efficacité du statoréacteur	5
2.1.2	Démarrage	9
2.2	Composantes	10
2.2.1	Compresseur supersonique	10
2.2.2	Chambre de combustion	15
2.3	Moteur rotatif à statoréacteur.....	17
2.3.1	RAMGEN.....	18
2.3.2	Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E)	22
2.3.3	Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator.....	23
2.3.4	Micro Rotating Ramjet	24
3	PROBLÉMATIQUE	27
3.1	Objectifs.....	27
3.2	Méthodologie.....	28
4	MODÈLE AÉROTHERMODYNAMIQUE ET VALIDATION EXPÉRIMENTALE ..	29
4.1	Introduction.....	31
4.1.1	Motivation	31
4.1.2	Background.....	33
4.1.3	Approach	34
4.2	Analytical Development	35
4.2.1	Inlet Sub-Model (A_1 to A_2).....	36
4.2.2	1D Generalized Flow Sub-Model (A_2 to A_7)	38
4.2.3	Outlet Sub-Model (A_7 to A_8).....	43
4.2.4	Off-Design Operation.....	44
4.2.5	Windage Losses.....	45
4.2.6	Complete Engine Weight Estimation	46
4.2.7	Model Validation.....	47
4.3	Analytical results	47
4.3.1	High-Speed R4E Design.....	48

4.3.2	Properties along the Ramjet	49
4.3.3	Parameter Analysis.....	51
4.4	Experimental results	54
4.4.1	Proof-of-Concept Prototype	54
4.4.2	Experimental Setup	55
4.4.3	Windage	57
4.4.4	Ramjet Flow Momentum	57
4.4.5	Ignition and Combustion.....	58
4.5	Summary and Conclusions	59
5	COMBUSTION – MODÉLISATION ET VALIDATION EXPÉRIMENTALE.....	61
5.1	Modélisation	61
5.1.1	Turbulence.....	62
5.1.2	Modèle de combustion	63
5.1.3	Maillage.....	65
5.2	Comparaison avec la littérature	67
5.3	Combustion de l’hydrogène.....	70
5.4	Simulations des conditions d’opération.....	73
5.5	Validation expérimentale.....	76
5.5.1	Efficacité de combustion.....	76
5.5.2	Vitesse tangentielle en sortie.....	77
5.6	Conclusions	78
6	CONCLUSIONS	81
6.1	Travaux futurs.....	82

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1 Concept du Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E)	2
Figure 2.1 Représentation d'un statoréacteur linéaire [Fry, 2004]	4
Figure 2.2 Efficacité thermique d'un statoréacteur en fonction du nombre de Mach d'entrée pour différentes efficacités de compression, combustion et expansion	6
Figure 2.3 Travail spécifique net d'un statoréacteur en fonction du nombre de Mach d'entrée pour différentes efficacités de compression, combustion et expansion	7
Figure 2.4 Efficacité de compression pour une compression par un seul choc normal	8
Figure 2.5 Efficacité thermique pour une compression par un seul choc normal avec $\eta_b = 0.9$ et $\eta_e = 0.8$	8
Figure 2.6 Processus de démarrage d'une admission à choc normal [John et Keith, 2006].....	9
Figure 2.7 Cascade où (a) l'angle d'entrée est trop faible et (b) trop important (choc oblique) [Lichtfuss et Starken, 1974].....	11
Figure 2.8 Configuration des ondes de choc d'un compresseur axial supersonique démarré (a) et non-démarré (b) [Haslam-Jones, 1984]	12
Figure 2.9 Comparaison entre une entrée d'air supersonique linéaire et celle du <i>Rampressor</i> [Lawlor et Baldwin, 2005].....	13
Figure 2.10 Fonctionnement du <i>Rampressor</i> [Lawlor et Baldwin, 2005].....	13
Figure 2.11 (a) <i>Rampressor 1</i> et (b) <i>Rampressor 2</i> [Lawlor et al., 2008].....	14
Figure 2.12 Schéma de l'expérience avec le stabilisateur de flamme à l'extérieur (a) et à l'intérieur (b) [Lapsa et Dahm, 2009].....	16
Figure 2.13 Comparaison d'un stabilisateur de flamme extérieur (a) et intérieur (b) par chimiluminescence [Lapsa et Dahm, 2009].....	16
Figure 2.14 Concept de base du R4E [Plante, 2001]	18
Figure 2.15 Fonctionnement d'un statoréacteur du <i>Ramgen</i> [Kendrick et al., 2003]	19
Figure 2.16 Rotor du <i>Ramgen</i> et montage expérimental complet [Lawlor, 2002].....	19

Figure 2.17 Variation des paramètres durant l'accélération d'un test typique du <i>Ramgen</i> [Ramgen Power System, 2001].....	20
Figure 2.18 Contour des températures d'une analyse numérique du stabilisateur de flamme [Kendrick et al., 2003].....	20
Figure 2.19 Moteur utilisant un <i>Rampressor</i> [Lawlor et al., 2005].....	21
Figure 2.20 Vue en coupe de l'assemblage du R4E et vue 3D de la pièce mobile [Plante, 2001].....	22
Figure 2.21 Géométrie renversée du statoréacteur du <i>Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator</i> [Dahm, 2010].....	23
Figure 2.22 Géométrie complète du <i>Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator</i> [Dahm et al., 2006].....	24
Figure 2.23 Reproduction de la configuration planaire du <i>Micro Rotating Ramjet</i>	25
Fig. 4.1 Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine concept.....	32
Fig. 4.2 (a) Infinite cascade rotary ramjet engine model sections (b) 3D cross-sections view.....	36
Fig. 4.3 Detached shockwaves approximated by the Moeckel method [Moeckel, 1949] (adapted from Bloch et al. [1999]).....	37
Fig. 4.4 Buoyancy driven combustion model.....	40
Fig. 4.5 (a) CFD compared to buoyancy model for 10 000 g (b) 200 000 g comparison (c) Recirculation phenomenon at 400 000 g.....	42
Fig. 4.6 Nozzle power ratio for a nozzle total pressure of 800 kPa and a final static pressure of 101.3 kPa.....	44
Fig. 4.7 Flow properties through the ramjet in the rotating reference frame for an inlet tangential velocity of 1000 m/s: (a) Mach number, (b) velocity, (c) static pressure, (d) total pressure, (e) static temperature and (f) total temperature.....	51
Fig. 4.8 Effect of loss mechanisms on R4E efficiency for an optimized ramjet geometry with a rotor of 21 cm and hydrogen $\phi=0.5$	52
Fig. 4.9 Effect of windage losses on power density.....	53
Fig. 4.10 Effect of temperature on output power.....	54
Fig. 4.11 Proof-of-concept prototype.....	55
Fig. 4.12 Cross-section of the test bench fluid module.....	56

Fig. 4.13 Experimental windage losses of the prototype without ramjet blades compared to smooth rotor model.....	57
Fig. 4.14 Ramjet drag comparison between model and experimentation	58
Fig. 4.15 Measured Outlet tangential velocity variation during combustion at 80 kRPM.....	59
Fig. 4.16 Measured outlet temperature variation during combustion at 80 kRPM.....	59
Figure 5.1 Comparaison entre l'accélération centrifuge (a) générée par le rayon de courbure et (b) simulée	62
Figure 5.2 Convergence de la longueur du front de flamme.....	66
Figure 5.3 Comparaison de la propagation de la flamme pour différentes dimensions caractéristique de cellule.....	66
Figure 5.4 Maillage de l'entrée de la chambre de combustion pour une dimension caractéristique de cellule de 0.5 mm.....	67
Figure 5.5 Comparaison entre l'expérience de Lapsa et Dahm [2009] et la simulation pour une vitesse d'entrée de 40 m/s et un ratio d'équivalence 1.1	68
Figure 5.6 Technique de mesure pour le rapport entre la longueur et la hauteur de la flamme (image de la flamme tirée de Kobayashi et al. [1996]).....	69
Figure 5.7 Comparaison des longueurs de flamme de l'expérience et des simulations	70
Figure 5.8 Dimensions de la chambre de combustion pour la validation avec l'hydrogène.....	70
Figure 5.9 Longueur de flamme en fonction de la vitesse pour la combustion de l'hydrogène	71
Figure 5.10 Distribution de température pour la combustion de l'hydrogène pour des vitesses de 10 et 100 m/s pour une accélération nulle	72
Figure 5.11 Distribution de température pour la combustion de l'hydrogène pour des vitesses de 10, 100 et 200 m/s avec des accélérations de 467, 46 700 et 186 000 g.....	72
Figure 5.12 Dimensions de la chambre de combustion 2D du moteur avec un second stabilisateur de flamme	74
Figure 5.13 Distribution de température pour la combustion dans le moteur pour 50, 125 et 200 kRPM	75
Figure 5.14 Comparaison de la longueur de flamme en fonction de la vitesse de rotation entre la simulation numérique et le modèle de flottaison simple sans facteur de correction	75

Figure 5.15 Configuration des stabilisateurs de flamme du second prototype pour améliorer l'efficacité de combustion	76
Figure 5.16 Température mesurée à la sortie du prototype en fonction du temps lors de l'accélération de 85 à 97 kRPM	77
Figure 5.17 Vitesse tangentielle lue par le pitot à la sortie du moteur en fonction du temps lors de l'allumage de l'accélération du moteur de 85 à 117 kRPM	78

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1 Résumé des performances de la conception préliminaire du R4E [Plante, 2001]	23
Table 4.1 Number of cells convergence	47
Table 4.2 High-speed R4E version geometry and predicted performance	48
Table 4.3 Power density comparison between R4E and 500 kW gas turbines	49
Tableau 5.1 Convergence de la simulation numérique.....	65
Tableau 5.2 Conditions de la chambre de combustion en fonction de la vitesse de rotation	73
Tableau 5.3 Température de sortie et efficacité de combustion pour des vitesses de rotation de 85 à 117 kRPM	77

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

L'hydrogène est une alternative intéressante aux combustibles fossiles en étant renouvelable et en n'émettant aucun carbone. Il existe actuellement deux principaux moyens de convertir l'hydrogène en travail, soit le brûler dans un moteur à combustion interne ou de le convertir directement en électricité par le biais d'une pile à combustible. Le principal avantage des piles à combustible est leur bonne efficacité (e.g. Ballard [2011], 47-71 %). Par contre, elles sont lourdes, dispendieuses et volumineuses, ce qui les rend peu viables pour une voiture mue uniquement par cette technologie. Pour palier à ce problème, une avenue prometteuse serait de créer un groupe motopropulseur hybride qui allierait l'efficacité d'une petite pile à combustible avec la grande puissance et le faible coût d'un moteur à combustion interne. Un moteur qui répondrait à tous ces critères est le *Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine* (R4E), conçu pour maximiser la puissance par rapport à sa masse. En effet, des estimés préliminaires évaluent la densité de puissance à plus du double des turbines à gaz actuelles [Plante, 2001].

L'idée du R4E, montré à la figure 1.1, est d'atteindre une très grande vitesse pour maximiser la puissance sans augmenter la masse. À une vitesse tangentielle de trois fois la vitesse du son (1000 m/s), il peut atteindre un rapport de compression de plus de 8:1 en convertissant cette vitesse en pression à l'intérieur du moteur. Le mélange air-carburant est ensuite brûlé, puis détendu dans une tuyère, jusqu'à une vitesse plus importante qu'à l'entrée. Cette variation de quantité de mouvement crée une poussée, qui est convertie en couple en multipliant cette force par le rayon du moteur. Cette puissance rotative peut finalement être récupérée à l'arbre pour effectuer un travail mécanique ou être convertie en électricité par un générateur. En somme, le R4E peut générer de la puissance en effectuant le cycle thermodynamique de Brayton, c'est-à-dire le cycle classique des turbines à gaz, dans son unique pièce mobile.

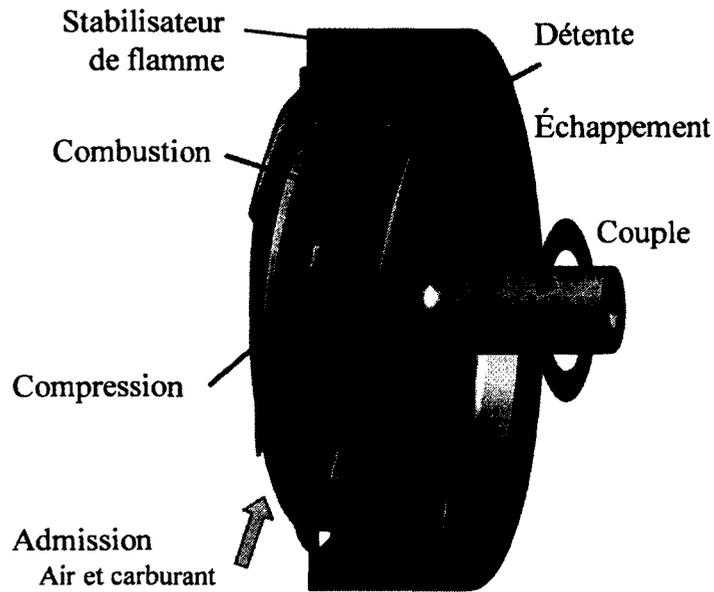


Figure 1.1 Concept du Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E)

Le but du présent travail est de concevoir une géométrie de statoréacteurs en mesure de générer une puissance positive et d'en faire la démonstration expérimentale. Cette preuve de concept constitue le premier jalon dans le développement d'un nouveau type de moteur et est une première pour un moteur à statoréacteurs rotatif. Cette démonstration passe d'abord par la modélisation de l'écoulement du moteur mis à jour en se basant sur l'analyse préliminaire de Plante [2001] ainsi qu'une modélisation numérique de la combustion dans un champ centrifuge extrême. Les validations expérimentales sont ensuite effectuées sur les phénomènes suivants : (1) la friction aérodynamique, (2) l'écoulement dans le moteur, (3) l'allumage, (4) la combustion et (5) la puissance positive des ailettes.

CHAPITRE 2

ÉTAT DE L'ART

La compréhension d'un moteur rotatif à statoréacteur débute par une bonne compréhension des statoréacteurs linéaires. Leur grande simplicité par l'absence de pièce mobile permet de créer des propulseurs d'une densité de puissance élevée. Quoique les statoréacteurs linéaires peuvent être utilisés en subsonique, ils sont plus applicables pour des vitesses supersoniques [Hill et Peterson, 1992], ce qui les confine à des applications limitées comme des missiles ou des avions expérimentaux, tel que les modèles de Leduc dans années 1950. L'idée du moteur rotatif à statoréacteur est d'utiliser l'avantage de ses propulseurs en les entraînant au-delà du mur du son en rotation plutôt qu'en déplaçant le véhicule en entier, ce qui les rend utilisables dans des applications requérant de la puissance mécanique de rotation.

Les essais expérimentaux concernant les moteurs rotatifs à statoréacteurs sont très limités. En effet, le *Ramgen* de la compagnie *Ramgen Power System* est le seul moteur dont les résultats expérimentaux sont présentés et n'a pas été en mesure de produire une puissance positive nette [Kendrick et al., 2003]. Tout de même, l'analyse préliminaire du *Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine* (R4E) démontrent que les possibilités en termes de densité de puissance sont très prometteuses [Plante, 2001]. Aussi, la configuration du *Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator* constitue un bon point de départ pour la géométrie de la chambre de combustion en rotation [Dahm et al., 2006].

Pour pallier au manque de référence directe, des connaissances dans des sujets connexes servent de point de départ. Pour ce faire, la conception de la géométrie des propulseurs du moteur peut se décomposer en trois modules. D'abord, l'écoulement à l'intérieur du moteur s'apparente aux statoréacteurs qui sont le point de référence pour cette modélisation. Par contre, pour l'entrée et la sortie du moteur, le comportement est différent dû à la rotation, donc les compresseurs supersoniques sont utilisés comme point de base pour ces sections. Ensuite, la chambre de combustion doit être modélisée différemment dû à la présence d'un champ centrifuge extrême qui amène un autre mode de combustion à dominer. Quelques expériences

de combustion peuvent donc constituer une base intéressante pour concevoir la géométrie de la chambre de combustion.

2.1 Statoréacteur linéaire

Les statoréacteurs permettent principalement de propulser des missiles voyageant à très grande vitesse, typiquement entre Mach 3 et 6 [Fry, 2004]. Ils sont d'un grand intérêt dans l'élaboration d'un moteur à haute densité de puissance grâce à leur grande simplicité et leur robustesse. En effet, la particularité de ces moteurs est que le rapport de compression provient uniquement de la conversion de la vitesse en pression, sans l'aide d'aucune pièce mobile, tel qu'illustré à la figure 2.1.

Comme le moteur requiert une vitesse supersonique pour atteindre un rapport de compression permettant d'obtenir une efficacité adéquate, l'air doit être ralenti par des ondes de choc. Pour limiter les pertes, des ondes de choc obliques ralentissent généralement l'écoulement jusqu'à une vitesse légèrement supérieure à la vitesse du son, puis une onde de choc normale entraîne l'écoulement dans un mode subsonique. Ensuite, le carburant est injecté et brûlé ce qui augmente la température et diminue la densité du gaz. Finalement, une tuyère accélère l'écoulement de nouveau en supersonique à une vitesse plus grande qu'à l'entrée due à une densité plus faible. C'est cette différence de quantité de mouvement qui génère la poussée. Deux aspects importants de ces propulseurs dans la conception d'un moteur rotatif à statoréacteur sont l'efficacité et le processus de démarrage.

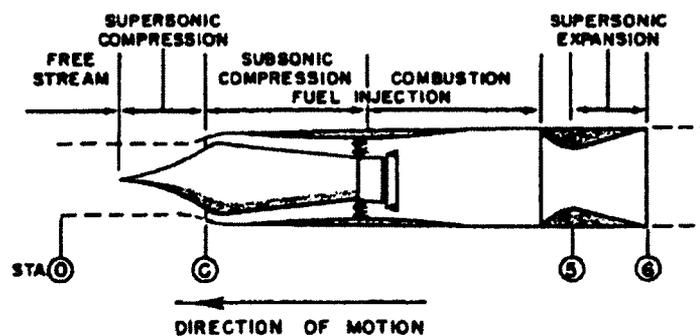


Figure 2.1 Représentation d'un statoréacteur linéaire [Fry, 2004]

2.1.1 Efficacité du statoréacteur

Il est essentiel de connaître la plage d'utilisation pour laquelle un statoréacteur offre une efficacité optimale dans le but de concevoir adéquatement un moteur rotatif. Pour ce faire, une analyse de sensibilité du cycle thermodynamique de Brayton a été réalisée [Dahm et al., 2006], à partir de l'équation de l'efficacité thermique appliquée à un statoréacteur :

$$\eta_{th} = \eta_b \left\{ 1 - \frac{T_3 - \eta_e T_3 \left(\frac{(\gamma-1)M_0^2}{2 + (\gamma-1)M_0^2} \right) - T_0}{T_3 - \frac{T_0}{\eta_c} \left(\frac{\gamma-1}{2} M_0^2 + \eta_c \right)} \right\} \quad (2.1)$$

où M_0 est le nombre de Mach à l'entrée, T_0 la température statique à l'entrée, T_3 la température à la sortie de la chambre de combustion et γ le rapport des chaleurs spécifiques supposé constant. Les efficacités adiabatiques sont η_c pour la section de compression, η_e pour la section d'expansion, et η_b pour la combustion. L'efficacité thermique augmente constamment pour des composantes parfaites, tel que montré à la figure 2.2. Par contre, pour des efficacités plus réalistes de 70 à 80 % pour les composantes principales, un optimum se situe alors pour un nombre de Mach entre 2 et 3. Cet optimum s'explique par les pertes de compression et d'expansion qui augmente plus rapidement que l'efficacité du cycle idéal en fonction du rapport de compression, et donc du nombre de Mach à l'entrée. Un deuxième effet est la diminution de la quantité de chaleur pouvant être ajoutée dans la chambre de combustion due à l'augmentation de la température après la compression et la limite imposé sur la température à la sortie de la chambre de combustion.

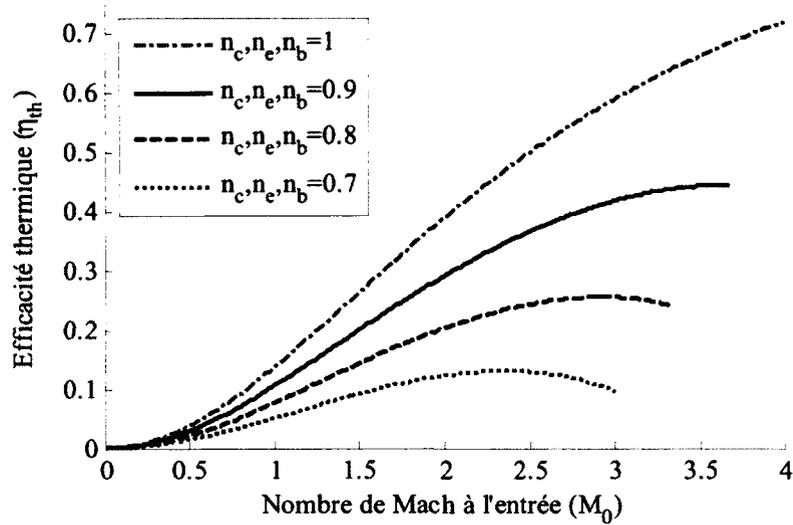


Figure 2.2 Efficacité thermique d'un statoréacteur en fonction du nombre de Mach d'entrée pour différentes efficacités de compression, combustion et expansion

Ensuite, toujours en se basant sur cette analyse, le travail spécifique net, soit le travail net par unité de masse de réactifs, est donné par :

$$\frac{w_{net}}{c_p T_0} = \frac{\eta_{th}}{\eta_b} \left(\frac{T_3}{T_0} - \frac{1}{\eta_b} \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 - 1 \right) \quad (2.2)$$

où c_p est la chaleur spécifique de l'écoulement dans le statoréacteur, supposé constante aussi. Finalement, ce travail spécifique peut être montré en fonction du nombre de Mach en supposant d'abord que toutes les efficacités, η_c , η_e et η_b , sont de 90 % et γ est de 1.3, tel que proposé par Dahm et al. [2006]. Selon le graphique de la figure 2.3, le travail spécifique maximum est atteint à $M = 2.7$. En variant les efficacités entre 70% et 100% on observe que le point optimum se déplace entre $M = 2$ et $M = 3$.

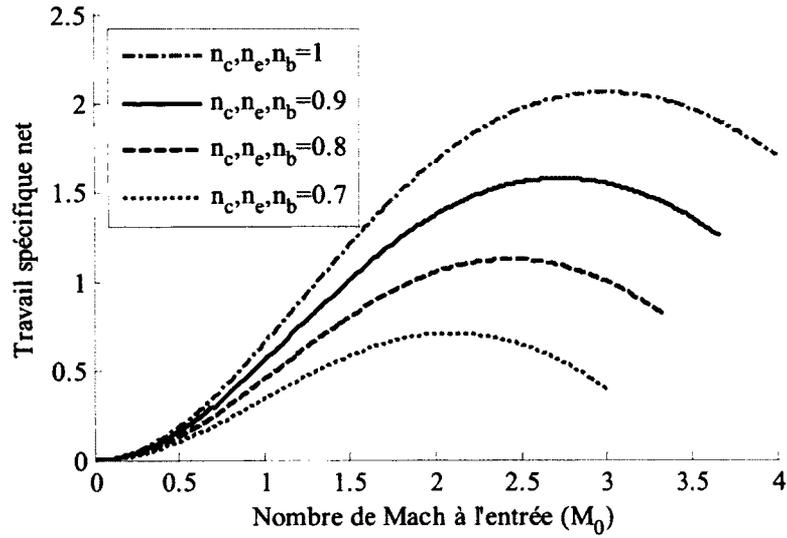


Figure 2.3 Travail spécifique net d'un statoréacteur en fonction du nombre de Mach d'entrée pour différentes efficacités de compression, combustion et expansion

L'efficacité de compression est susceptible de diminuer en fonction du nombre de Mach dû aux ondes de choc. Un cas extrême serait la compression par une seule onde de choc normale sans ondes de choc obliques avant. L'efficacité de compression d'une onde de choc normale est donnée par :

$$\eta_c = \frac{\frac{T_{2s}}{T_1} - 1}{\frac{T_2}{T_1} - 1} = \frac{\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_{\text{choc normal}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{T_2}{T_1}\right)_{\text{choc normal}} - 1} \quad (2.3)$$

où,

$$\begin{aligned} \left(\frac{P_2}{P_1}\right)_{\text{choc normal}} &= \frac{2\gamma}{\gamma+1}(M^2-1)+1 \\ \left(\frac{T_2}{T_1}\right)_{\text{choc normal}} &= [2+(\gamma-1)M^2] \left[\frac{2\gamma M^2 - \gamma + 1}{(\gamma+1)^2 M^2} \right] \end{aligned} \quad (2.4)$$

L'efficacité de compression obtenue par cette évaluation pessimiste est montrée à la figure 2.4 en fonction du nombre de Mach d'entrée. Basée sur cette efficacité de compression et en supposant un rendement de combustion de 0.9 et un rendement d'expansion de 0.8, l'efficacité thermique optimale se situe à un nombre de Mach de 2.25, tel que montré à la figure 2.5.

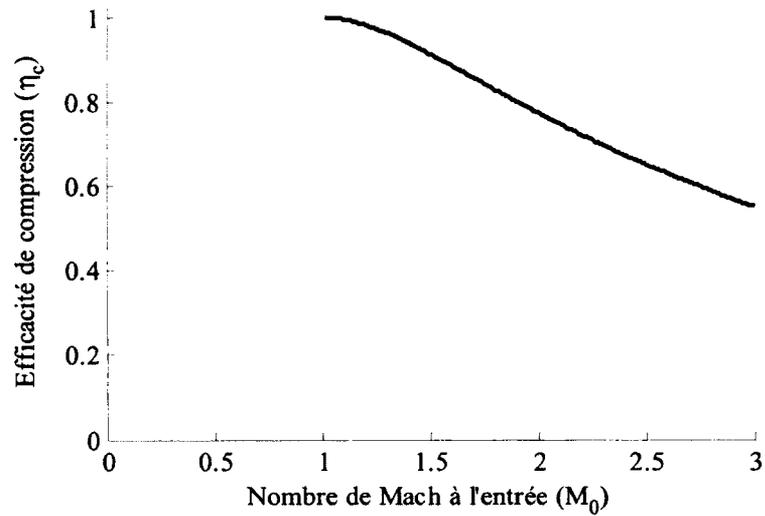


Figure 2.4 Efficacité de compression pour une compression par un seul choc normal

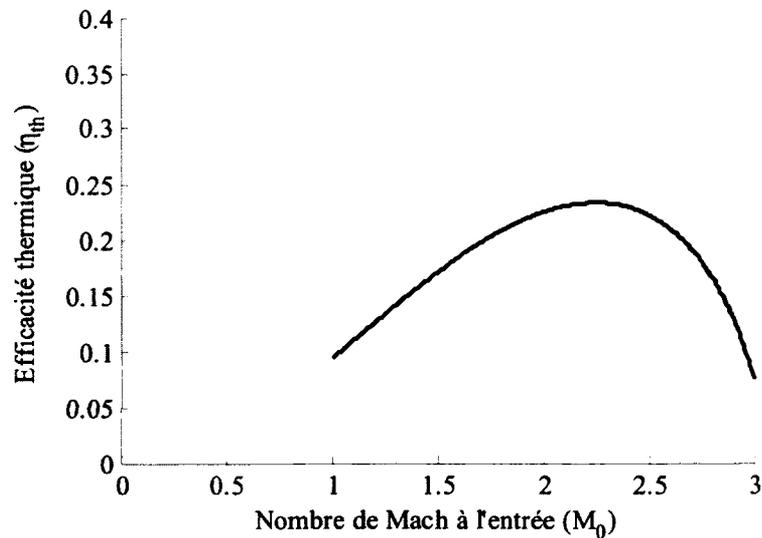


Figure 2.5 Efficacité thermique pour une compression par un seul choc normal avec $\eta_b = 0.9$ et $\eta_e = 0.8$

2.1.2 Démarrage

Comme démontré précédemment, les statoréacteurs nécessitent une vitesse d'entrée supersonique pour obtenir une efficacité intéressante. Une particularité des entrées d'air des moteurs supersoniques est leur processus de démarrage, soit le processus par lequel l'entrée d'air est amenée à son point d'opération. L'exemple le plus simple est le cas d'une admission à choc normal, comme montré à la figure 2.6. La première partie de la figure montre le cas non démarré, soit le cas pour lequel une onde de choc normal se crée à l'avant du moteur ce qui permet à une partie de l'air de contourner le moteur pour que le col respecte la condition de $M = 1$. Lorsque le moteur est accéléré, le choc normal se rapproche de l'entrée jusqu'à ce qu'il l'atteigne (a,b, et c). Par la suite, une infime accélération force le choc normal à entrer dans le moteur et, ne pouvant se localiser de façon stable dans un convergent, le choc se stabilise dans la partie divergente (d). Finalement, le moteur est décéléré jusqu'à son ce que le choc normal se situe juste après le col, ce qui constitue le point de fonctionnement optimum de l'entrée (e).

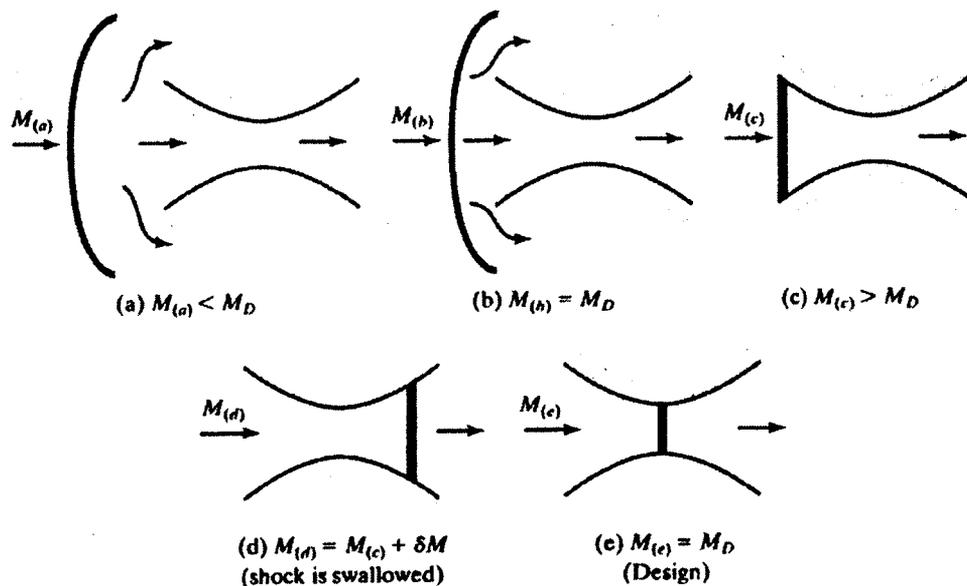


Figure 2.6 Processus de démarrage d'une admission à choc normal [John et Keith, 2006]

Quoique simple, cette technique est très limitée pour les applications de statoréacteurs rotatifs puisqu'elle nécessite une augmentation de la vitesse au-delà de la vitesse d'opération, ce qui est difficile à atteindre puisque les efforts structuraux croissent quadratiquement avec la

vitesse. De plus, cette technique est possible seulement pour un rapport de section entre le col et l'admission plus grand ou égal à 0.6 [Lichtfuss et Starken, 1974], puisqu'en dessous de cette valeur, même une vitesse infinie ne parviendrait pas à faire démarrer l'entrée d'air. Donc, en réalité, les techniques employées sont de varier mécaniquement la section du col ou d'utiliser une purge qui laisse fuir l'air incapable de passer le col, et par le fait même d'aspirer la couche limite.

2.2 Composantes

Les principaux défis concernant la dynamique des gaz dans un moteur à statoréacteurs rotatif consistent à obtenir une compression la plus isentropique possible malgré la vitesse d'entrée supersonique et de maximiser l'efficacité de combustion malgré le champ centrifuge extrême qui modifie les mécanismes de propagation de flamme. Pour ce faire, les compresseurs supersoniques sont d'abord étudiés, puis la propagation de la flamme dans un champ centrifuge est expliquée.

2.2.1 Compresseur supersonique

La première étape dans la modélisation de la dynamique des gaz d'un moteur rotatif à statoréacteur est de prédire correctement le débit massique de gaz entrant dans le moteur. Pour cette analyse, deux types de compresseurs ont été retenus. D'abord, les compresseurs axiaux à haute vitesse sont bien documentés et permettent de comprendre les phénomènes en aval du moteur. Ensuite, le *Rampressor* de la compagnie *Ramgen Power System* est intéressant puisqu'il utilise le principe des entrées d'air des avions supersoniques d'une façon similaire au R4E.

L'analyse est concentrée sur l'entrée puisqu'il s'agit de la partie la plus critique autant pour l'efficacité que pour le démarrage. Pour la sortie, une expansion ou un choc permet d'égaliser la pression ambiante tel que détaillé dans Lichtfuss et Starken [1974].

Compresseur axial

Les compresseurs axiaux supersoniques, étant définis par une vitesse de pale dépassant la vitesse du son, peuvent être divisés en deux grandes catégories en fonction de la vitesse axiale, soit ceux dont la vitesse axiale est subsonique et ceux dont elle est supersonique. Dans le cas de la présente étude, la vitesse axiale est limitée sous la vitesse du son puisque le moteur doit aspirer son air.

Dans ce cas, l'écoulement doit entrer parallèlement à la face de suction. Pour comprendre le concept de l'angle d'incidence unique, le cas d'aubes droites d'une épaisseur négligeable dans un écoulement non visqueux est considéré. La représentation en cascade permet de démontrer simplement que l'angle de l'écoulement ne peut être ni plus grand ni plus faible que l'angle de la face de suction. En effet, comme le montre la figure 2.7, si l'angle de l'écoulement est plus faible que celui des pales, une expansion de Prantl-Meyer force l'écoulement à suivre la face de suction. Ces expansions se prolongent et forcent l'écoulement se dirigeant vers la deuxième ailette à tourner avant de l'atteindre. Comme ces expansions se propagent à l'infini, tout l'écoulement doit tourner dans l'angle de la face de suction en aval du compresseur. Un phénomène similaire se produit si l'angle de l'écoulement est plus grand que l'angle de suction ; des ondes de choc obliques se propagent jusqu'à l'infini ce qui rend l'écoulement parallèle en aval à nouveau, comme montré à la figure 2.7. Grâce à ce phénomène, la vitesse axiale peut être prédite connaissant uniquement l'angle de suction et la vitesse de rotation.

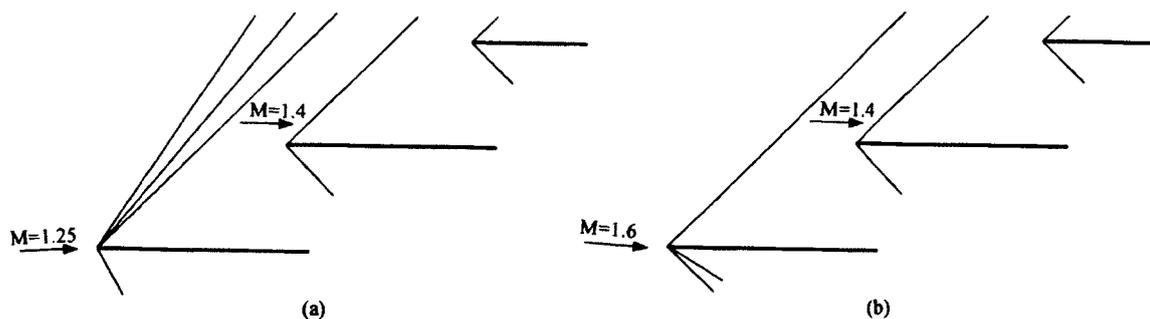


Figure 2.7 Cascade où (a) l'angle d'entrée est trop faible et (b) trop important (choc oblique)
[Lichtfuss et Starcken, 1974]

En réalité, comme les aubes ne sont pas d'une épaisseur négligeable, des chocs arqués sont créés à l'entrée. Ce phénomène, quoique de faibles amplitudes, génèrent des ondes instationnaires qui se propagent en aval du moteur au passage de chacune des pales [Gallus *et al.*, 1979]. Aussi, comme les aubes ne sont pas droites, un phénomène de démarrage se produit, de façon similaire à une entrée d'air d'un statoréacteur linéaire, comme détaillée à la section 2.1.2. La différence entre une entrée de compresseur axial non-démarré et démarré est montrée à la figure 2.8.

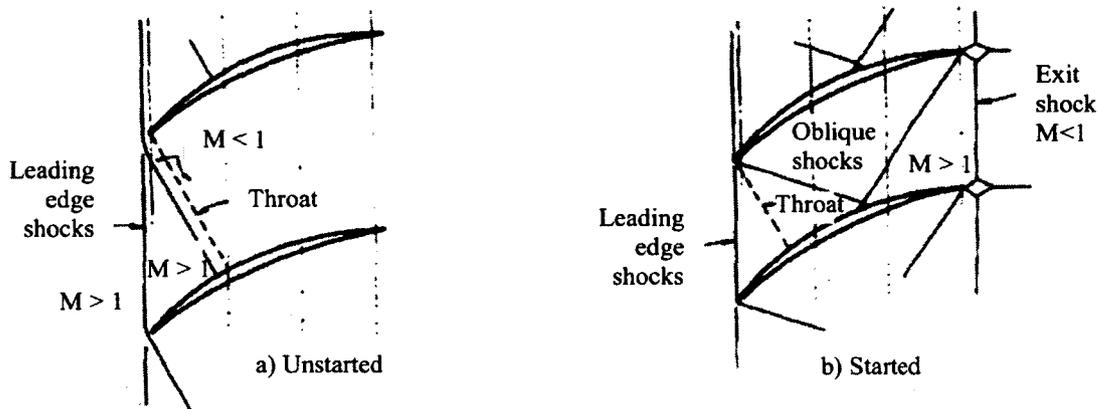


Figure 2.8 Configuration des ondes de choc d'un compresseur axial supersonique démarré (a) et non-démarré (b) [Haslam-Jones, 1984]

Rampressor

À la suite du moteur complet, la compagnie *Ramgen Power System*, a décidé de séparer le moteur en trois modules indépendants : le compresseur supersonique, la chambre de combustion, et la turbine.

Le compresseur supersonique, le *Rampressor*, a d'abord été conçu dans le but d'offrir un taux de compression de 10:1 par étage pour comprimer CO_2 séquestré. À l'image des entrées d'air supersonique, l'idée de base est de positionner adéquatement les ondes de choc dans le but d'obtenir la meilleure efficacité possible, comme montré à la figure 2.9. Dans les deux cas, l'écoulement entre dans le moteur supersonique, est ralenti par une série d'ondes de choc obliques jusqu'à une vitesse légèrement supérieure à $M = 1$, tombe sous la vitesse du son avec une onde de choc normale et termine de transformer sa vitesse en pression dans un divergent

subsonique. Tel que montré à la figure 2.10, le *Rampressor* est obtenu en enroulant ce concept autour d'un rotor et en lui donnant un angle pour permettre au gaz d'entrer et de sortir d'une façon analogue aux compresseurs axiaux traditionnels.

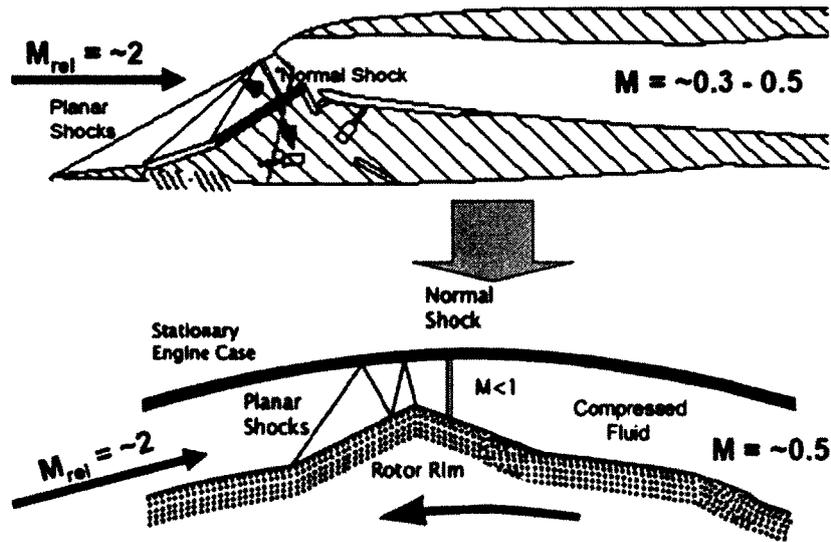


Figure 2.9 Comparaison entre une entrée d'air supersonique linéaire et celle du *Rampressor* [Lawlor et Baldwin, 2005]

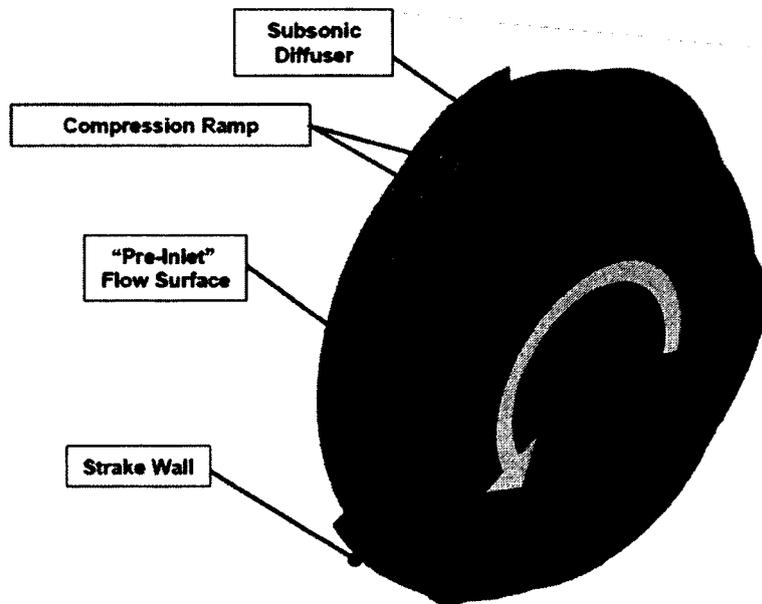


Figure 2.10 Fonctionnement du *Rampressor* [Lawlor et Baldwin, 2005]

La première version, le *Rampressor 1*, avait pour but de démontrer le concept. Comme montré à la figure 2.11, ce prototype d'un diamètre de 29 cm était simplement usiné directement en un alliage de titane-aluminium. Le test a été concluant en démontrant un rapport de compression de 2.25:1 à un nombre de Mach d'entrée relatif de 1.6 et une efficacité adiabatique de 83 % [Lawlor et Baldwin, 2005]. Grâce à une série d'étude numérique, le *Rampressor 2* a ensuite été conçu [Grosvenor, 2007; Grosvenor et al., 2006]. Quoiqu'il possède le même diamètre que son prédécesseur, celui-ci a été fabriqué en utilisant 105 segments, comme montré à la figure 2.11, dans le but d'être en mesure de changer certaines sections. Cette version a démontré expérimentalement un rapport de pression de 7.8:1 à un nombre de Mach d'entrée relatif de 2.7 [Grosvenor et al., 2008] et avec une efficacité prédite semblable aux compresseurs actuels (aucun chiffre officiel d'efficacité n'est reporté par *Ramgen Power System*). Par contre, la performance du *Rampressor* dépend beaucoup du contrôle du jeu radial entre le rotor et le stator. La complexité de cet ajustement fin est actuellement considérée non raisonnable pour un produit par *Ramgen Power System* et des stratégies de mitigation doivent être mises en place, tel qu'un carénage en rotation avec le compresseur pour éviter les fuites en bout de pale [Grosvenor et al., 2008].

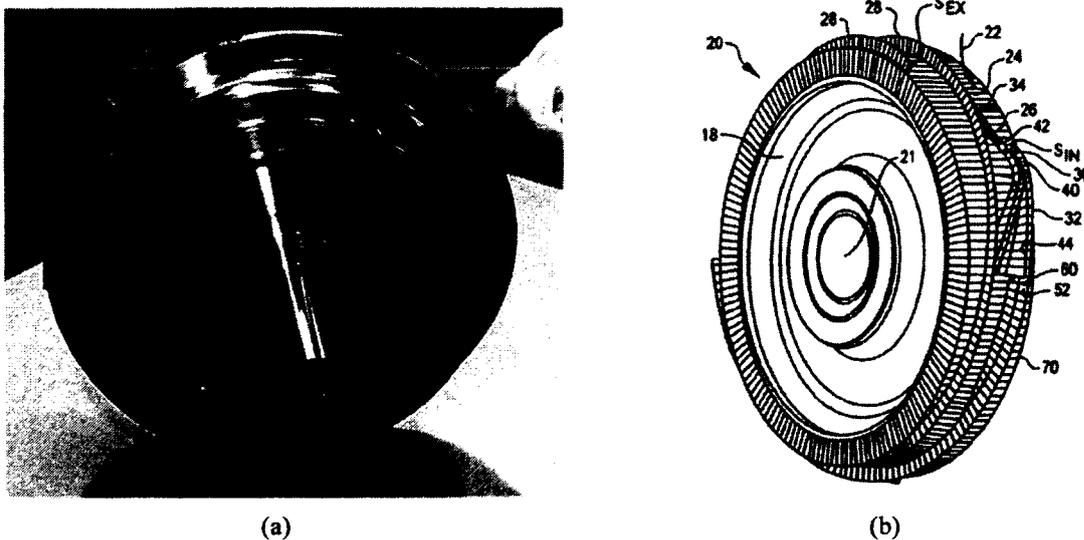


Figure 2.11 (a) *Rampressor 1* et (b) *Rampressor 2* [Lawlor et al., 2008]

Comme les entrées d'air supersoniques linéaires, le *Rampressor* doit être démarré pour atteindre son point d'opération. Le col ne pouvant être varié, une dépression est créée dans l'entrée d'air pour permettre d'avalier l'onde de choc. Aussi, lorsque la pression à la sortie est trop élevée, le rotor peut retourner en mode non-démarré. Ce procédé a été observé avec le *Rampressor* ; même s'il survient soudainement, il ne provoque pas de grandes vibrations ni d'autres effets négatifs [Grosvenor et al., 2008].

2.2.2 Chambre de combustion

La principale particularité de la chambre de combustion est qu'elle doit tenir compte de l'accélération centrifuge extrême causée par la grande vitesse de rotation. En effet, la combustion génère une grande variation de densité entre les réactifs et les produits, et en présence d'une accélération importante cela entraîne une grande différence entre les forces de volumes des produits chauds et des réactifs froids. Ces différences de forces poussent les bulles de gaz brûlés à « flotter » sur les gaz non-brûlés, ce qui améliore le mélange des réactifs et des produits et donc augmente la vitesse de propagation de la flamme.

La première expérience ayant été réalisée sur le sujet consistait à faire tourner un cylindre rempli d'un mélange propane-air et d'allumer une extrémité [Lewis, 1973]. En mesurant la vitesse de flamme en fonction de l'accélération centrifuge, il a été observé que le mécanisme de propagation de la flamme par le phénomène de flottaison domine à partir d'une accélération de 200 g. Récemment, une étude expérimentale a permis d'observer le phénomène jusqu'à une accélération dépassant 10 000 g [Lapsa et Dahm, 2009]. Pour ce faire, un mélange propane-air a été propulsé dans un canal courbé auquel était assujetti un stabilisateur de flamme (figure 2.12). En variant la vitesse du mélange jusqu'à 80 m/s, l'accélération centrifuge peut dépasser 10 000 g.

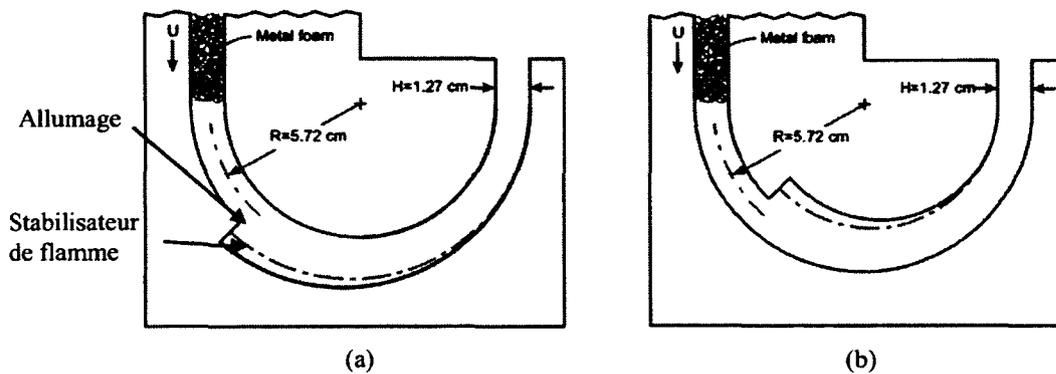


Figure 2.12 Schéma de l'expérience avec le stabilisateur de flamme à l'extérieur (a) et à l'intérieur (b) [Lapsa et Dahm, 2009]

Tout comme l'expérience de Lewis [Lewis, 1973], il a été démontré que l'effet de flottaison est dominant pour des grandes accélérations, et ce jusqu'à la limite testée. Un objectif supplémentaire de cette étude était de démontrer que le stabilisateur de flamme doit se situer à l'extérieur de la courbe pour que la propagation de la flamme soit bonne. En effet, comme les produits sont plus chauds, donc moins denses, ils ont une tendance à « flotter » sur les réactifs froids et à se diriger vers le centre. Ceci permet donc d'améliorer la vitesse de propagation de la flamme puisque la bulle de feu à l'extérieur est accélérée vers l'intérieur et traverse donc la hauteur de la chambre de combustion plus rapidement. Ce phénomène est montré avec la comparaison entre le stabilisateur de flamme intérieur et extérieur de la figure 2.13. À l'inverse, si le stabilisateur de flamme se situe à l'intérieur de la courbe, la flamme a tendance à se stratifier à partir d'une accélération d'environ 1100 g. Ceci entraîne une partie du mélange à sortir du canal non-brûlé, ce qui limite l'efficacité de la combustion.

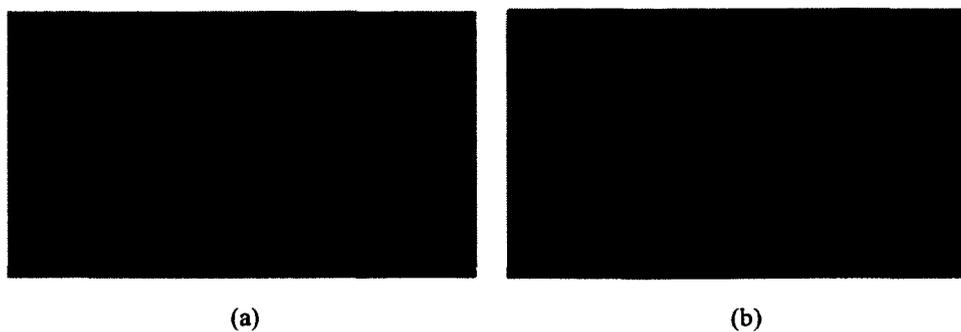


Figure 2.13 Comparaison d'un stabilisateur de flamme extérieur (a) et intérieur (b) par chimiluminescence [Lapsa et Dahm, 2009]

En somme, l'accélération centrifuge permet d'augmenter significativement la vitesse de propagation de la flamme à condition que la flamme soit maintenue à l'extérieur du champ pour qu'elle se propage vers l'intérieur.

2.3 Moteur rotatif à statoréacteur

L'idée de placer des statoréacteurs en rotation a été explorée pour la première fois en 1950. Cette première expérience consistait à fixer des statoréacteurs fonctionnant en mode subsonique au bout des pales d'un hélicoptère pour faire tourner le rotor [Gessow, 1950]. Malgré les avantages qu'apportait ce concept, il n'a pas été retenu puisque les pales ne peuvent pas dépasser la vitesse du son, ce qui limite l'efficacité des statoréacteurs.

Depuis ce temps, quelques concepts ont été développés, dont le R4E à l'étude. L'idée derrière tous ses concepts est la même, soit d'entraîner 2 ou plusieurs statoréacteurs à une grande vitesse de rotation puis de convertir la poussée en couple pour générer de la puissance. D'abord, les statoréacteurs étaient placés complètement tangentiellement au rotor, comme l'hélicoptère ou le premier concept de Ramgen. Les concepts récents placent plutôt les statoréacteurs avec un faible angle pour maximiser le nombre de propulseurs tout en évitant que l'entrée d'air soit contaminée par l'échappement du statoréacteur précédent, comme le propose le concept de base du R4E (figure 2.14).

Le seul de ses concepts à avoir été testé jusqu'à présent est le *Ramgen* [Chenevert et al., 2002] qui avait pour objectif de produire de l'électricité avec une grande efficacité. Deux autres concepts ont tout de même été retenus dans le cadre de cette revue de littérature, soit le *Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator* [Dahm, 2010] pour sa géométrie favorisant la combustion, et le *Micro Rotating Ramjet* pour sa grande simplicité [Dejiang, 2008].

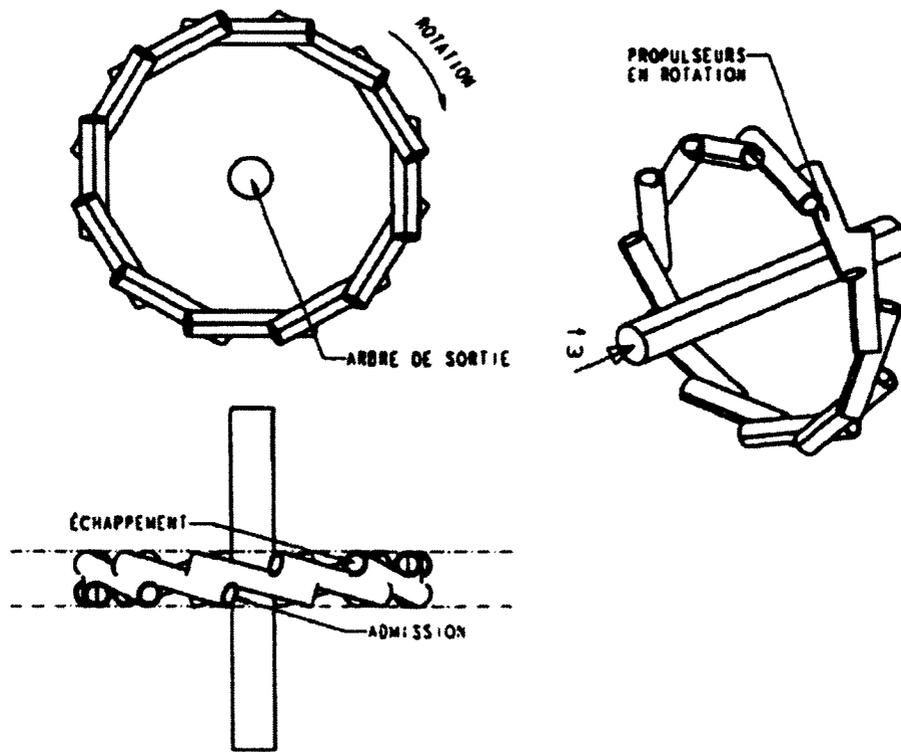


Figure 2.14 Concept de base du R4E [Plante, 2001]

2.3.1 RAMGEN

La compagnie *Ramgen Power System* a été fondée en 1992 dans le but de concevoir un moteur rotatif à statoréacteur pour produire de l'électricité avec une grande efficacité. L'idée était de transformer la grande vitesse en pression par une série d'ondes de choc, comme le montre la figure 2.15. Ensuite, un carburant est injecté et brûlé dans l'écoulement subsonique au centre. Finalement, la tuyère après le second col détend les gaz à une vitesse supersonique. Comme un statoréacteur linéaire, la variation de quantité de mouvement entre l'entrée et la sortie génère une poussée qui est ensuite convertie en couple. Dans l'optique de créer un moteur de 2.8 MW, un rotor de près de 1.83 m (6 pi) de diamètre a été fabriqué et testé sur un banc d'essai, tel que montré à la figure 2.16 [Kendrick et al., 2003].

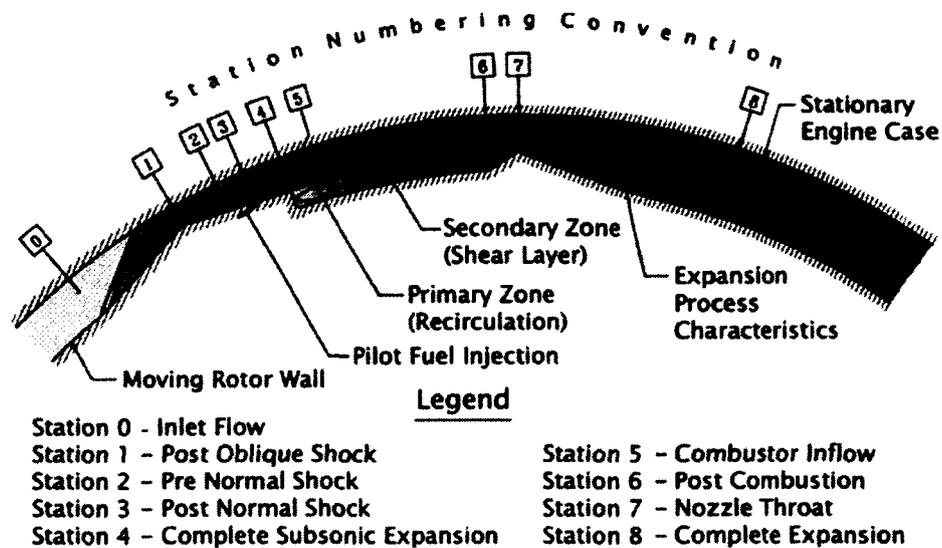


Figure 2.15 Fonctionnement d'un statoréacteur du *Ramgen* [Kendrick et al., 2003]

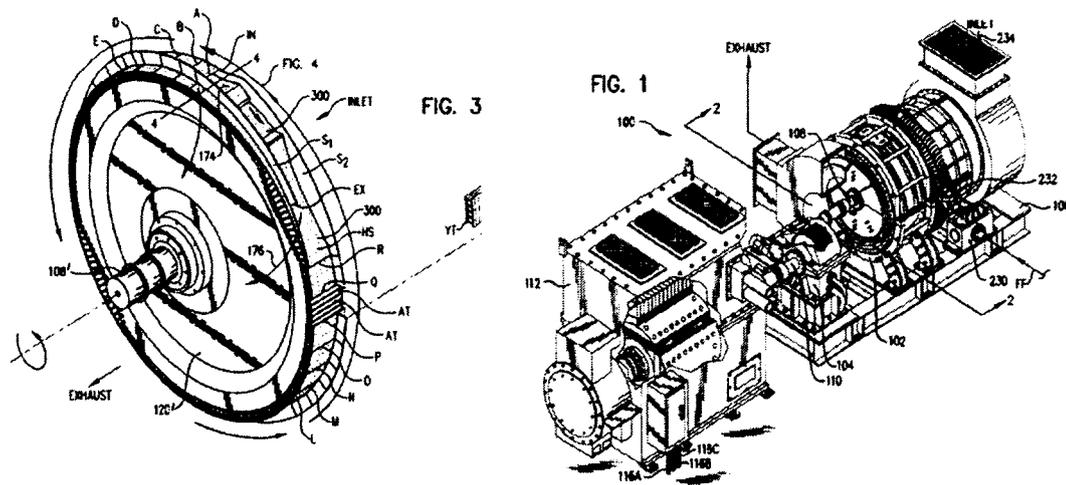


Figure 2.16 Rotor du *Ramgen* et montage expérimental complet [Lawlor, 2002]

Les résultats expérimentaux montrent que la combustion était incomplète puisque le stabilisateur de flamme était situé à l'intérieur de l'écoulement, ce qui entraînait une stratification de l'écoulement due à l'accélération centrifuge (section 2.2.2). Il semble que ce soit pour cette raison que le moteur n'a pas été en mesure de générer une puissance nette. En effet, le démarreur devait continuer de fournir une puissance importante même si le moteur était allumé, comme le montre la figure 2.17. Pour tenter de palier au problème, des générateurs de vortex ont été installés pour tenter de favoriser le mélange d'obtenir une

combustion plus complète du mélange. Par contre, comme le montre des analyses numériques de la figure 2.18, la flamme ne parvient pas à se propager jusqu'à la paroi extérieure.

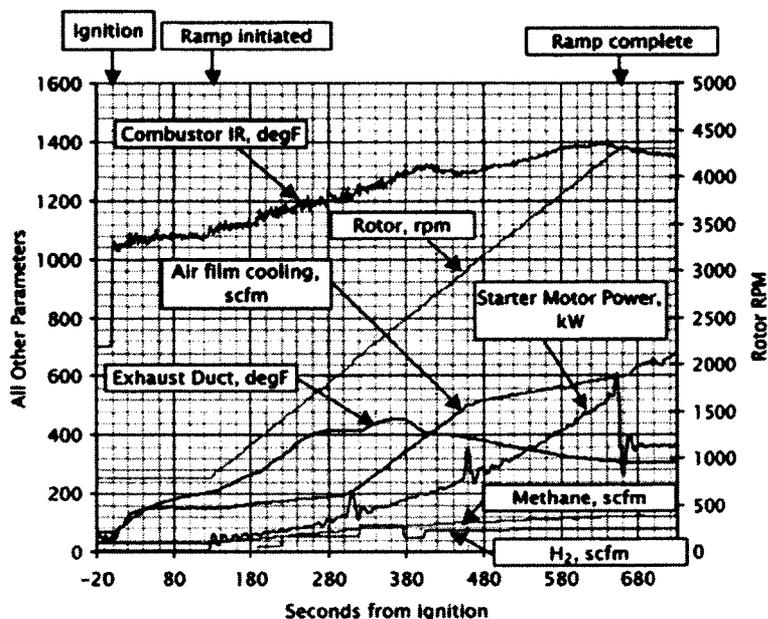


Figure 2.17 Variation des paramètres durant l'accélération d'un test typique du Ramgen [Ramgen Power System, 2001]

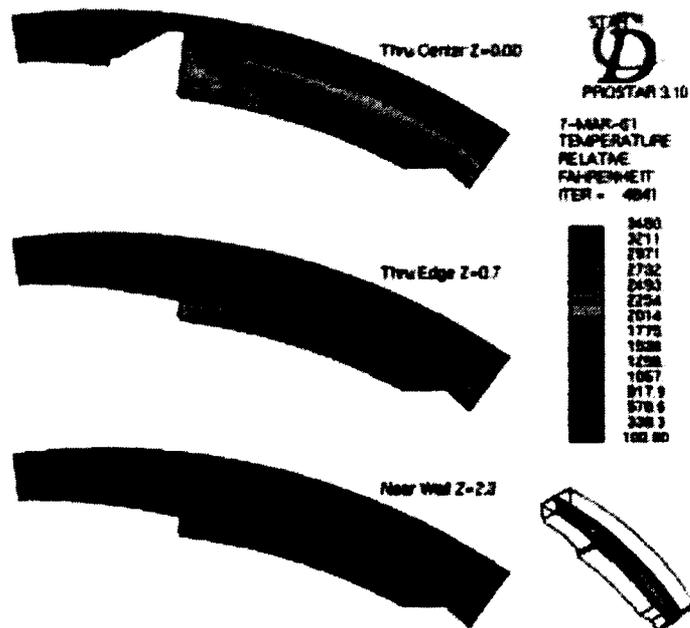


Figure 2.18 Contour des températures d'une analyse numérique du stabilisateur de flamme [Kendrick et al., 2003]

À la suite des difficultés de combustion rencontrées, *Ramgen Power Systems* a décidé de changer son approche. D'une façon semblable aux turbines à gaz actuelles, les trois phases du cycle ont été découplées, pour d'abord créer un moteur intégrant un *Rampressor*, comme montré à la figure 2.19.

La conception de la version la plus récente, le *Advanced Supersonic Component Engine* (ASCE), prédit une puissance de 1500 kW avec un ratio de compression de 30:1 et une efficacité de 42% [Lawlor et al., 2007]. Dans cette version, l'air est d'abord compressé avec la technologie du *Rampressor*. Par la suite, un brûleur fixe est utilisé, plus précisément le *Advanced Vortex Combustor* (AVC) aussi développé par *Ramgen* pour minimiser la quantité de NO_x [Edmonds et al., 2008]. Finalement, les gaz sont détendus dans des turbines qui entraînent les compresseurs et génèrent la puissance utile. Par contre, comme aucune démonstration expérimentale du concept n'est présentée, la configuration n'est pas analysée plus en détail.

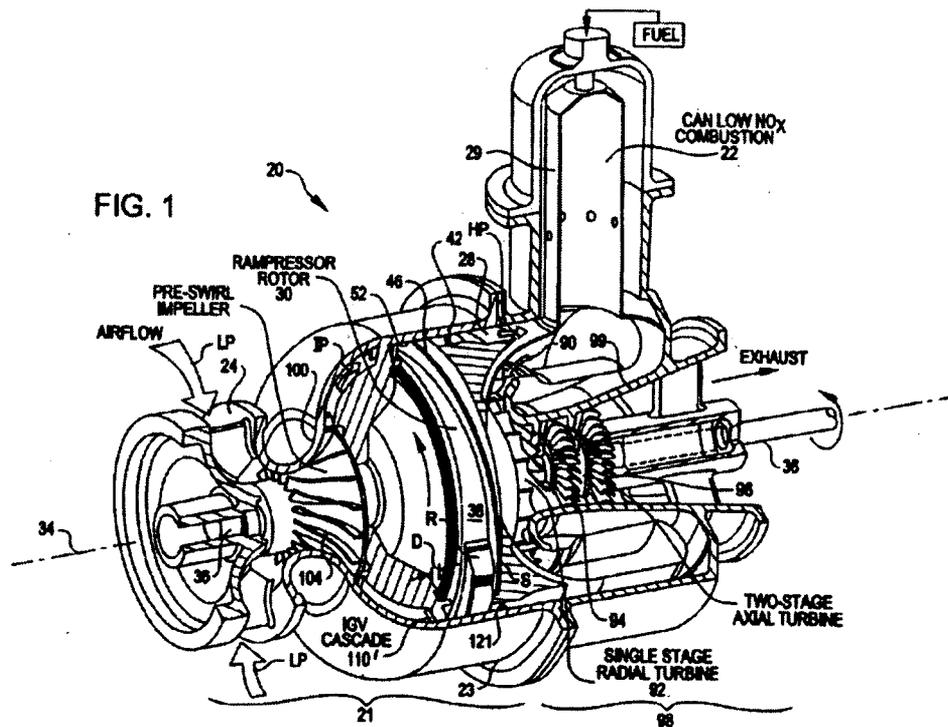


Figure 2.19 Moteur utilisant un *Rampressor* [Lawlor et al., 2005]

2.3.2 Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E)

La particularité du moteur R4E (figure 2.20) est son *rim-rotor* breveté [Brouillette et Plante, 2008] conçu pour que les efforts centrifuges soient repris par un anneau de carbone unidirectionnel, ce qui permet de réduire la masse du rotor et assure que les ailettes soient sollicitées seulement en compression. Outre ces avantages concernant plutôt la structure, cette géométrie permet de retourner la chambre de combustion et d'utiliser l'accélération centrifuge pour favoriser la combustion. De plus, cette configuration renversée élimine les problèmes liés au jeu radial entre le rotor et le stator expérimentés par *Ramgen*.

Pour la dynamique des gaz, la conception préliminaire du R4E [Plante, 2001] présente un modèle de conception 1D généralisé basé sur l'approche de Shapiro [1953] qui permet de valider rapidement différentes géométries d'ailettes selon différents paramètres d'entrée, tel que la vitesse de rotation et la quantité de carburant. Cette approche a permis de concevoir un moteur possédant une densité de puissance de 8.7 kW/kg, comme le décrit le tableau 2.1 qui résume les performances de la conception préliminaire.

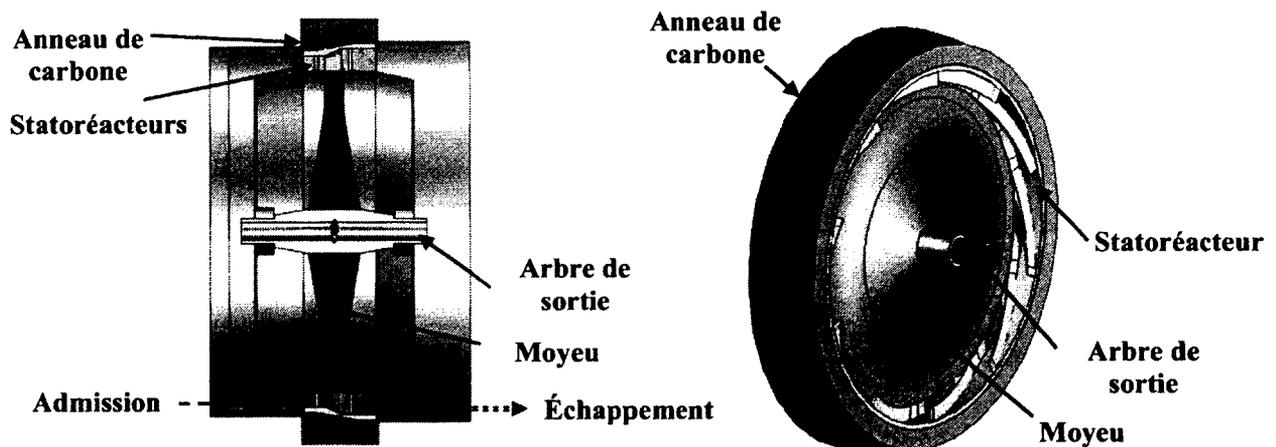


Figure 2.20 Vue en coupe de l'assemblage du R4E et vue 3D de la pièce mobile [Plante, 2001]

Tableau 2.1 Résumé des performances de la conception préliminaire du R4E [Plante, 2001]

Diamètre (au centre de l'admission)	459 mm
Puissance nette maximale	1005 kW
Vitesse optimale	40317 tr/min
Rendement global	8.1 %
Débit massique d'air	4.53 kg/s
Rapport air/carburant (ϕ)	0.77
Masse rotor	21.4 kg
Masse totale	116 kg
Puissance spécifique	8.7 kW/kg

2.3.3 Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator

Pour faire en sorte que l'accélération centrifuge joue en faveur de la propagation de la flamme, tel que détaillé dans la section 2.2.2, le concept *Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator* [Dahm et al., 2006] propose, comme son nom l'indique, de complètement retourner la configuration du *Ramgen*. L'idée est d'utiliser la géométrie de statoréacteurs renversés montrés à la figure 2.21 et de les intégrer dans un anneau métallique qui contient les efforts centrifuges.

Dans le concept global, montré à la figure 2.22, l'air est d'abord admis dans un compresseur centrifuge complètement à gauche. Par la suite, le carburant est injecté par le centre. Ce mélange est finalement capturé par les statoréacteurs en rotation où s'effectue le deuxième étage de compression, la combustion et la détente vers une grande vitesse, produisant ainsi une poussée, l'énergie est finalement récupérée par un générateur.

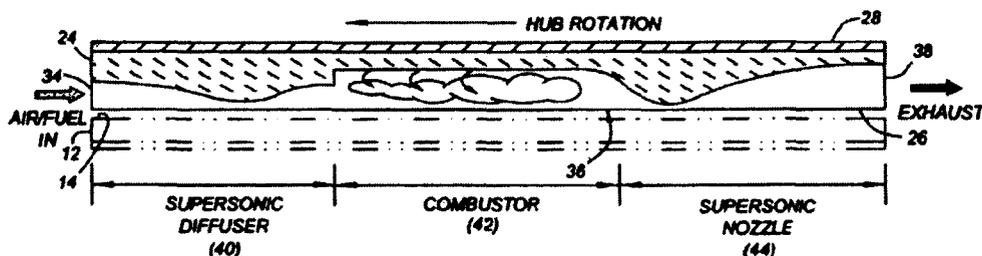


Figure 2.21 Géométrie renversée du statoréacteur du *Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator* [Dahm, 2010]

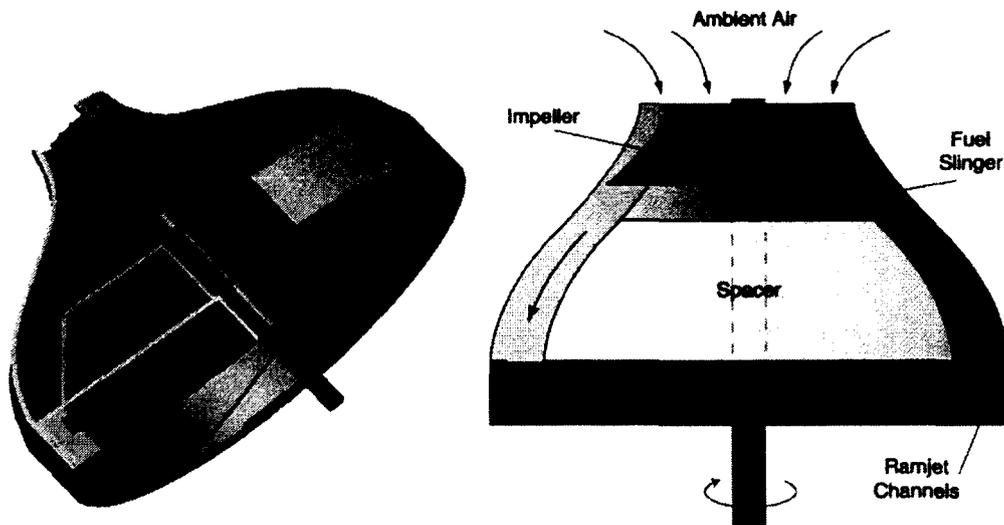


Figure 2.22 Géométrie complète du *Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator* [Dahm et al., 2006]

Concernant la combustion, cette configuration est bien plus intéressante que celle du *Ramgen* puisqu'elle utilise l'accélération centrifuge plutôt que de la combattre afin de maximiser l'efficacité de combustion, comme décrit à la section 2.2.2. Aussi, en plaçant les statoréacteurs en compression, elle permet d'utiliser des matériaux plus résistants à la température, tel que les céramiques. Par contre, la structure qui doit les maintenir en place à très grande vitesse est grandement sollicitée ce qui nécessite des matériaux et une géométrie particuliers.

L'objectif de ce moteur est principalement de maximiser la densité de puissance et de minimiser le coût et la complexité. Une analyse thermodynamique est présentée pour évaluer les performances en fonction du nombre de Mach tangentiel, mais aucun chiffre n'est avancé quant à la densité de puissance et l'efficacité. Malgré le fait qu'aucune preuve de concept expérimentale n'est présentée, la configuration inversée semble être un point de départ intéressant pour la conception de la chambre de combustion du R4E.

2.3.4 Micro Rotating Ramjet

L'analyse du *Micro Rotating Ramjet* [Dejiang, 2008] a pour but de démontrer la faisabilité d'un moteur rotatif à statoréacteur miniature, soit dans l'ordre de quelques millimètres de diamètre. Quoique l'analyse soit plutôt sommaire, la configuration est intéressante puisqu'elle

permet de placer des statoréacteurs en rotation d'une façon planaire, en situant l'admission au centre et la sortie tangentielle (figure 2.23). Comme aucune estimation des performances ni de preuve de concept expérimentale n'a été trouvée sur ce moteur, la configuration n'est pas retenue dans le cadre de la présente étude.

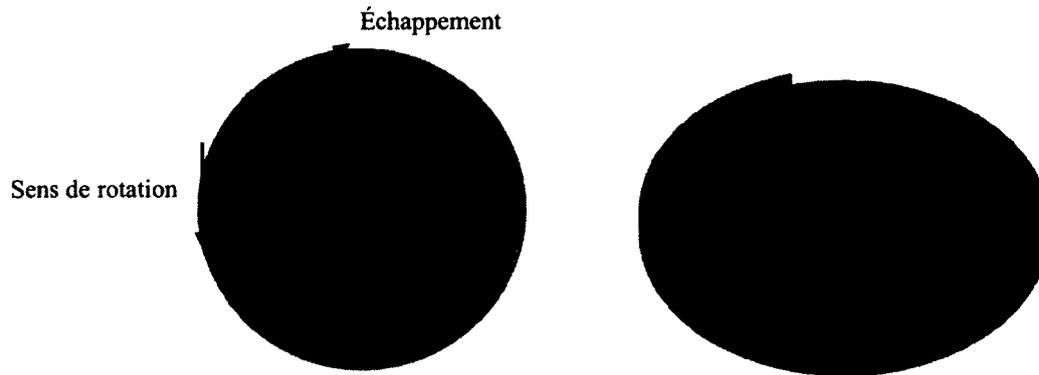


Figure 2.23 Reproduction de la configuration planaire du *Micro Rotating Ramjet*

CHAPITRE 3

PROBLÉMATIQUE

Il a été démontré théoriquement qu'un moteur rotatif à statoréacteurs offre la possibilité de générer une très grande puissance pour sa masse. Expérimentalement, la démonstration que la technologie peut produire de la puissance reste à faire. En effet, la compagnie *Ramgen* n'a été qu'en mesure de diminuer la traînée du rotor, mais pas de produire un couple positif net.

Actuellement, le projet de recherche dans lequel se situe cette maîtrise vise à démontrer expérimentalement qu'un moteur R4E est en mesure de générer une puissance nette. Le projet implique 2 volets : (1) analyse de la structure d'un prototype R4E et (2) analyse de la dynamique des gaz d'un moteur R4E. Les études de structure du R4E ont démontré par des essais expérimentaux préliminaires réalisés au sein du projet de recherche que la structure serait en mesure d'atteindre une vitesse tangentielle de plus de 1.5 fois la vitesse du son. Les principaux enjeux qui demeurent et qui seront adressés dans cette maîtrise concernent la dynamique des gaz, soit l'écoulement du mélange d'air et de carburant ainsi que sa combustion dans un champ gravitationnel extrême.

Pour répondre à la problématique, la question de recherche du projet de maîtrise présenté est la suivante :

Quelle est la configuration des statoréacteurs en rotation qui permet de générer une poussée ?

3.1 Objectifs

L'objectif principal est donc de démontrer expérimentalement qu'un moteur rotatif à statoréacteur est en mesure de générer une puissance nette et trois objectifs secondaires s'en découlent :

- Concevoir la géométrie des ailettes du moteur
- Caractériser l'écoulement dans le moteur jusqu'à 1.6 fois la vitesse du son tangentielle
- Déterminer l'effet du champ gravitationnel extrême sur la combustion dans le R4E

3.2 Méthodologie

Le modèle 1D proposé par Plante [2001] est d'abord mis à jour et utilisé pour concevoir la géométrie des propulseurs d'une première version du R4E adapté à l'opération transsonique et légèrement supersonique. Ce prototype de 6 cm est testé expérimentalement jusqu'à sa vitesse maximale d'opération pour valider le modèle 1D sans combustion. L'allumage est également testé sur cette première version. Par la suite, un modèle numérique de la combustion est élaboré pour concevoir une seconde version du R4E avec une bonne efficacité de combustion. Ce prototype est finalement testé pour démontrer la combustion dans un champ centrifuge élevé et une poussée nette des ailettes.

CHAPITRE 4

MODÈLE AÉROTHERMODYNAMIQUE ET VALIDATION EXPÉRIMENTALE

La réponse aux deux premiers objectifs liés à la question de recherche se retrouve dans un article soumis à l'*American Institute of Aeronautics and Astronautics* intitulé : *A High Power Density Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine: Part 2 – One-Dimensional Aerothermodynamic Flow Design and Experimental Validation* [Picard et al., soumis]. Faisant suite à la première partie de l'article concernant la structure [Rancourt et al., soumis], cet article présente d'abord le modèle unidimensionnel qui permet de concevoir la géométrie des propulseurs. Pour le modèle 1D, la présente contribution de l'auteur se situe dans la complétion du modèle initial proposé par Plante [2001] par l'ajout du transfert de chaleur, de la combustion à l'équilibre et de l'influence de la variation des propriétés des gaz dans le moteur sur le nombre de Mach. Une contribution clé est la prédiction plus précise de la longueur de flamme en se basant sur le mécanisme de propagation de flamme dans un champ d'accélération centrifuge extrême, détaillé davantage au chapitre 5 avec une validation expérimentale d'un second prototype. Une autre contribution importante au modèle est le calcul de l'écoulement pour tous les cas où le moteur n'est pas dans sa plage d'opération optimale, lors du démarrage par exemple. Finalement, un calcul de la friction aérodynamique est intégré pour les côtés du moteur ainsi que pour l'extérieur du Rim-Rotor. Le modèle est ensuite utilisé pour estimer les performances du R4E. Ces prédictions représentent une mise à jour de celles présentées par Plante [2001] en incluant les ajouts au modèle. Les expériences réalisées avec un premier prototype du R4E permettent de valider l'écoulement dans le moteur ainsi que l'allumage et le maintien d'une combustion stable. La réalisation du banc d'essai et des tests a été réalisée en collaboration avec l'équipe de recherche. L'auteur est responsable de la planification des tests liés à l'écoulement et la combustion ainsi que la prise et l'analyse des données pour calibrer le modèle 1D.

A High Power Density Rim-Rotor-Rotary Ramjet Engine: Part 2 – One-Dimensional Aerothermodynamic Flow Design and Experimental Validation

Mathieu Picard¹, David Rancourt², and Jean-Sébastien Plante³

Université de Sherbrooke, Sherbrooke, Québec, Canada, J1K 2X9

Résumé

Le *Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine* (R4E) est un nouveau type de moteur ayant le potentiel d'augmenter significativement la densité de puissance et de réduire la complexité des turbines à gaz conventionnelles, ce qui en fait une alternative intéressante pour le transport futur et la génération de puissance stationnaire. Cet article présente un modèle de conception unidimensionnel aérothermodynamique qui tient en compte les principes physiques dominants dans le R4E : (1) la compression par ondes de choc, (2) la combustion dans un champ centrifuge extrême, (3) les pertes visqueuses, (4) le transfert de chaleur, (5) la condition cycliques à l'entrée et à la sortie et (6) les pertes aérodynamiques des parois externes du moteur. Il est démontré que la conception du moteur est principalement dominée par la combustion dans un champ centrifuge extrême. Ce phénomène accélère la vitesse de flamme en fonction de l'accélération centrifuge due aux forces de flottaison, ce qui permet l'utilisation d'une chambre de combustion très compacte et possiblement produisant une très faible quantité de NOx. Une version du R4E de 500 kW est conçue avec le modèle et pourrait produire 7.6 kW/kg à une vitesse tangentielle de 1000 m/s, ce qui représente plus du double de la densité de puissance des turbines à gaz actuelles. Un prototype est testé et concorde bien avec les modèles autant pour le momentum de l'écoulement dans les statoréacteurs que pour la friction aérodynamique des parois externes du moteur. L'allumage du moteur est démontré

1 Master student, Mechanical engineering, Mathieu.Picard@USherbrooke.ca, Student member AIAA.

2 Master student, Mechanical engineering, David.Rancourt2@USherbrooke.ca, Student member AIAA.

3 Associate professor, Mechanical engineering, Jean-Sebastien.Plante@USherbrooke.ca.

pour une accélération centrifuge de 200 000 g et une combustion stable est maintenue pendant 1 seconde, réduisant significativement la trainée du moteur.

Abstract

The Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E) is a new propulsion system design with the potential to significantly improve power density and reduce complexity over conventional gas turbines, thus making it an interesting alternative for future transportation and stationary power systems. This paper presents a one-dimensional aerothermodynamic design model taking into account the dominant physics of R4E: (1) shockwave compression, (2) high-g field combustion, (3) viscous losses, (4) heat transfer, (5) inlet and outlet periodic condition, and (6) windage losses. It is shown that engine design is primarily dominated by high-g field combustion, which, due to buoyant forces, results in a flame velocity that rapidly increases as a function of the g-field, leading to a very compact combustion chamber and possibly very low NO_x. A 500 kW R4E version is designed with the model and could produce 7.6 kW/kg at a tangential velocity of 1000 m/s, which is more than twice the actual gas turbine power density. A proof-of-concept prototype is tested and shows good agreement with the model for both ramjet flow momentum and windage losses. Ignition is demonstrated at 200 000 g and a stable combustion is maintained during 1 sec, significantly reducing the engine drag.

4.1 Introduction

4.1.1 Motivation

Engine power density is a key characteristic for high power, short duration applications, such as auxiliary power units for airplanes, Personal Air Vehicles, jetpacks, and range extenders for electric cars. The Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E) offers the possibility to significantly increase the power density of state-of-the-art gas turbines with its Rim-Rotor reversed configuration that allows tangential speed of 1000 m/s, introduced in the first part of this two-part paper [*Rancourt et al*, submitted].

The R4E uses a single relatively simple rotating component to realize the complete open Brayton cycle, with potential for low cost and high reliability [*Brouillette and Plante*, 2008].

In this configuration, rotating ramjets are wrapped under a high strength carbon-fiber Rim-Rotor with a helix angle to bifurcate reactants and products, as shown in Fig. 4.1. Premixed air and fuel enters the engine and is compressed by ram effect, converting dynamic pressure into static pressure. The high pressure flow then burns in the combustor, under a high centrifugal acceleration field created by the rotation of the combustion chamber. The combustion products then expand, forming an exit stream at a higher velocity than the entering reactants. The angular momentum variation produces torque, generating shaft power which can be converted to mechanical or electrical work.

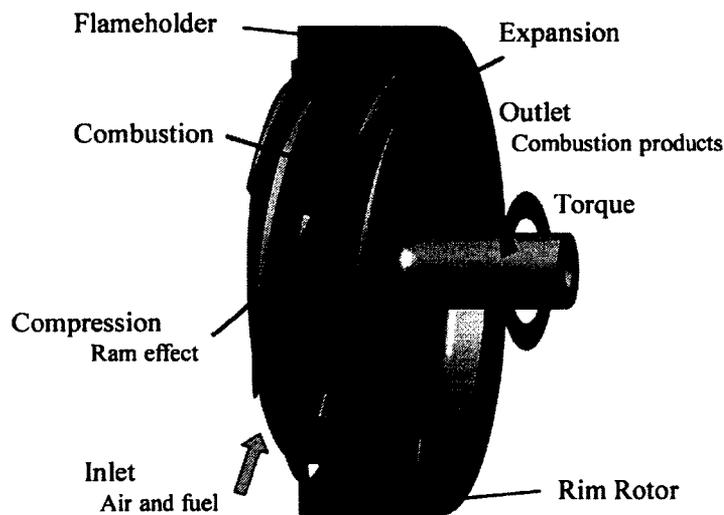


Fig. 4.1 Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine concept

Selection of the ramjet-shaped blade geometry requires a design model to predict the internal flows and overall engine performance. To be accurate, the model should be based on the dominant physics of rotary ramjet engines, such as (1) shockwave compression, (2) high-g field combustion, (3) viscous losses, (4) heat transfer, (5) inlet and outlet periodic condition, and (6) windage losses. Moreover, at the conceptual design stage, the design model must be flexible and require low computational effort to evaluate the performance of various engine geometries.

4.1.2 Background

The early work on rotating ramjets for helicopter blade propulsion was mostly experimental [Carpenter and Radin, 1953]. Subsonic linear ramjets were mainly designed based on one-dimensional models considering empirical combustion efficiency and total pressure ratio [Henry and Bennett, 1951]. Supersonic linear ramjets are designed similarly, but include a two-dimensional or axisymmetric analysis for inlet and outlet [Hartfield et al., 2007], as seen in typical supersonic airbreathing propulsion [Hill and Peterson, 1992]. This approach is limited for rotary ramjet engines as it does not include periodicity, nor centrifugal acceleration.

More recently, Ramgen Power Systems built and tested a 1.83 m diameter rotary ramjet engine for ground power generation [Ramgen Power System, 2001]. When combusting, the engine demonstrated a drag reduction of 43 %, but was not capable of producing net shaft power. The design method consisted mainly in sophisticated CFD analysis required to reach the high efficiency goal for their application. CFD analysis of the combustor showed good agreement with experiments, revealing partial combustion due to the flameholder located on the rotor [Kendrick et al., 2003].

The Rampressor, a supersonic compressor derived from the Ramgen engine, was designed to compress CO₂ for carbon sequestration. The prototype, designed with extensive CFD analysis, achieved a pressure ratio of 7.8:1 at a relative Mach number of 2.7 in CO₂, which is in good agreements with the predicted pressure ratio of 8:1 [Grosvenor, 2007; Grosvenor et al., 2006; Grosvenor et al., 2008]. However, compression efficiency is not discussed.

An independent case study about the Rampressor presents a frame-by-frame analysis, where a fluid element goes through the Rampressor in different steps [McRae and Suri, 2009]. The model takes into account stator pre-swirl, oblique shockwaves compression and normal shock, but friction and heat transfer are neglected.

The Inside-Out Rotary Ramjet Engine [Dahm et al., 2006] presents a small-scale reversed configuration intended for high power density. The advantage of the reversed configuration is

that it maximizes combustion efficiency, which is dominated by buoyancy forces over 500 g [Lewis, 1973]. Ignited bubbles escape the flameholder located in the outer rim and travel across the stream of unburned fluid imposed by a centrifugal field between 10^4 and 10^7 g [Lapsa and Dahm, 2009]. Theoretical performance of the Inside-Out Rotary Ramjet Engine is projected using ramjet thermodynamic cycle weighted by a lumped estimation of the different sections efficiencies: compression, combustion, and expansion. Although it gives the relation between the tangential Mach number and performances, the method is not geometry dependant. Furthermore, its lumped formulation does not allow the understanding of the impact of governing losses mechanisms, such as flow friction and shock compression.

In conclusion, analytical models for rotary ramjet engines do not take into account all key dominant physics. CFD approaches are too complex and time consuming to efficiently compare geometries and are thus impractical at the conceptual stage.

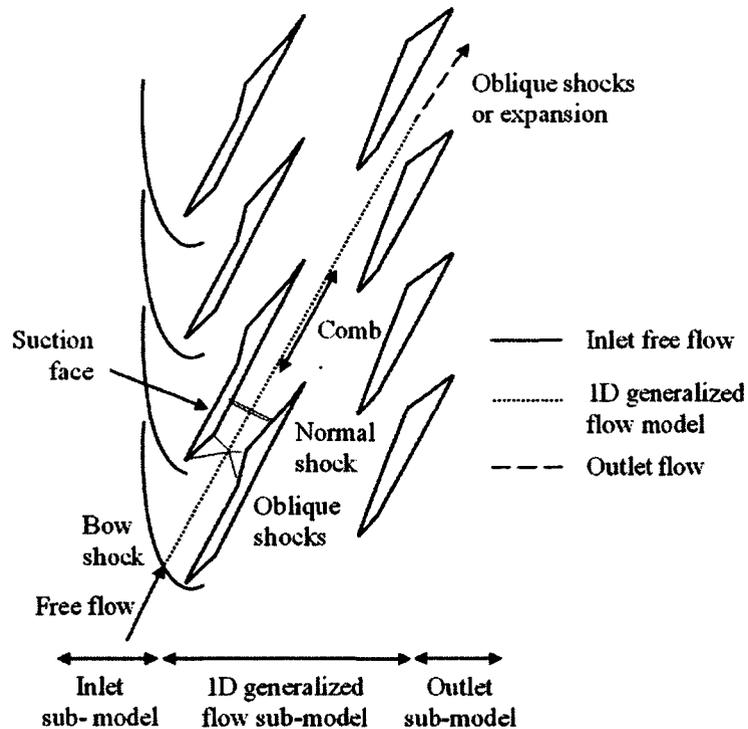
4.1.3 Approach

This paper presents a discretized one-dimensional model for the Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine that is inspired from Shapiro's 1D generalized flow theory [Shapiro, 1953]. The model computes R4E power based on the main flow path properties for the entire discretized ramjet, taking into account the ramjet geometry and its dominant physics, including shockwave compression, high-g field combustion, viscous losses, heat transfer, inlet and outlet periodic conditions, and windage losses. The model is used to predict R4E's actual and optimum design performances. Finally, a proof-of-concept prototype is designed and built to experiment the windage losses, ramjet flow momentum, ignition and short period combustion.

The flow model presented in this paper predicts that the R4E could provide important improvements over gas turbine performance by offering more than twice the power density. Experimental results show good agreement between model predictions and measurements of ramjet flow momentum and windage losses. Ignition and stable combustion are demonstrated at half design speed, which represents centrifugal accelerations 10 times higher than previously reported in the literature.

4.2 Analytical Development

Ramjet flow is modeled as a steady infinite cascade flow in a rotating reference frame, as shown in Fig. 4.2. The mixture enters the ramjets and crosses a bow shock generated by a finite blade radius. From the bow shock to the outlet, the flow properties are modified according to a discretized one-dimensional generalized flow model. The flow finally exits the engine through shockwaves and expansion fans to match the outlet static pressure. Power generated by the ramjets can be calculated by the variation of angular momentum using the calculated tangential inlet and outlet velocities. Net shaft power is obtained by subtracting the windage losses from the ramjet power. An estimation of the complete engine weight allows for the evaluation of R4E power density.



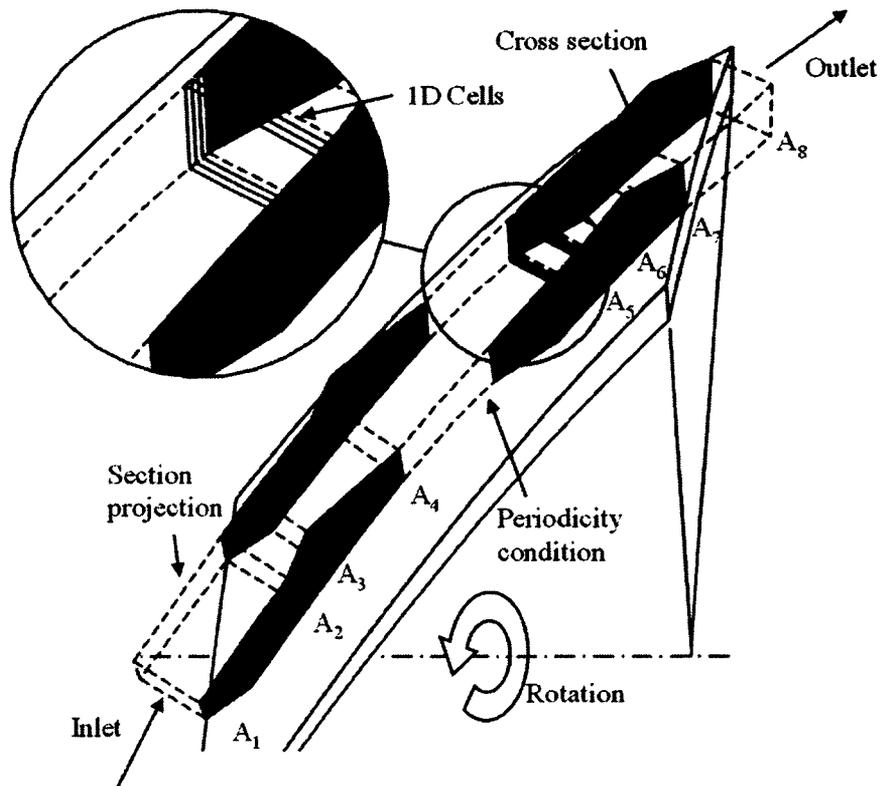


Fig. 4.2 (a) Infinite cascade rotary ramjet engine model sections (b) 3D cross-sections view

4.2.1 Inlet Sub-Model (A_1 to A_2)

The inlet properties are calculated iteratively because of the interdependence between the bow shock geometry and the inlet mass flow. Mass flow is first estimated neglecting bow shock losses. In this case, the inlet flow is parallel to the suction face, as within an axial supersonic compressor with subsonic axial flow [Lichtfuss and Starcken, 1974]. Therefore, the engine axial velocity is defined by the suction face angle and rotating speed. The static conditions at the inlet can be calculated by isentropically accelerating the flow from atmospheric conditions to the correct axial velocity. Inlet flow stagnation properties are determined from the static conditions and by changing from the inertial to the rotating frame.

The average total pressure loss induced by the bow shock is calculated using the method described by Bloch et al. [1999], where the bow shock geometry is estimated from a hyperbola, as shown in Fig. 4.3. The average total pressure loss, $(P_{02}/P_{01})_a$, is computed by

integrating the total pressure losses along the shock between the stagnation streamline, point B, and infinity [Klapproth, 1950]:

$$\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)_a = 1 - \frac{\int_0^{\infty} (1 - P_{02}/P_{01}) dy}{\int_0^{\infty} dy} \quad (4.1)$$

where P_{02}/P_{01} is the total pressure loss obtained from the oblique shock theory and y is defined in Fig. 4.3. Downstream Mach number, M_2 , is determined by the continuity equation:

$$\frac{A_1}{A_2} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)_a \sqrt{\frac{\gamma_2 R T_{01}}{\gamma_1 R T_{02}}} \frac{M_2}{M_1} \frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2}\right) M_2^2\right]^{\frac{-(\gamma_2 + 1)}{2(\gamma_2 - 1)}}}{\left[1 + \left(\frac{\gamma_1 - 1}{2}\right) M_1^2\right]^{\frac{-(\gamma_1 + 1)}{2(\gamma_1 - 1)}}} \quad (4.2)$$

where A is the cross section area, P_0 the total pressure, γ the specific heat ratio, R the gas constant, T_0 the total temperature, and M the Mach number. Subscripts 1 and 2 denote the properties before and after the shock.

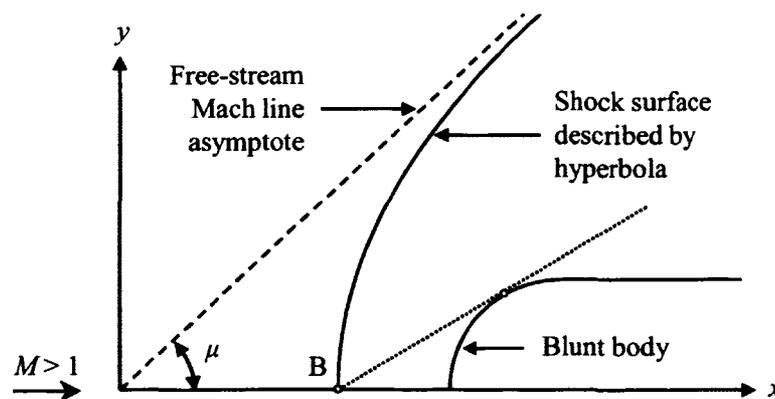


Fig. 4.3 Detached shockwaves approximated by the Moeckel method [Moeckel, 1949] (adapted from Bloch et al. [1999])

Since the bow shock total pressure loss reduces the mass flow, the inlet angle is necessarily smaller than initially predicted. This decreases the axial velocity, changing the inlet Mach number, which then affects the geometry of the bow shock. The solution is found iteratively by varying the mass flow.

4.2.2 1D Generalized Flow Sub-Model (A_2 to A_7)

The quasi one-dimensional generalized flow model main assumption is that the fluid properties vary only as a function of the streamline direction and variation normal to that streamline are negligibly small. It is therefore assumed in the R4E that [Shapiro, 1953]:

1. The fractional rate of change of area with respect to the distance along the streamline is small.
2. The radius of curvature is large compared with the diameter
3. The shapes of the velocity and temperature profiles are approximately unchanged along the streamline.

Starting from the downstream properties of the bow shock, flow properties at each section are computed sequentially with the 1D generalized flow equation proposed by Shapiro [1953]. The next cell Mach number is calculated with a simple Euler derivative scheme using the linearized Mach number variation, taking into account area change, friction, heat addition, heat transfer, and gas properties variation.

The evolution of the local flow Mach number is given by:

$$dM = \frac{M}{2} \left[C_1 \frac{dA}{A} + C_2 \frac{(dh + dQ)}{c_p T} + C_3 \frac{4f}{D_h} dl - C_4 \frac{d\bar{M}}{\bar{M}} - \frac{d\gamma}{\gamma} \right] \quad (4.3)$$

where :

$$\begin{aligned}
 C_1 &= -\frac{2\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{1-M^2} \\
 C_2 &= C_4 = \frac{1+\gamma M^2}{1-M^2} \\
 C_3 &= \frac{\gamma M^2\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{1-M^2}
 \end{aligned} \tag{4.4}$$

and dh is the heat of reaction, dQ the heat transfer, cp the constant pressure specific heat, f the Fanning friction factor, Dh the hydraulic diameter, dl the cell length, and \tilde{M} the molecular weight.

Oblique shockwaves are included as a total pressure loss and the combustor normal shock as a discontinuity.

Area Change

Every cell cross-sectional area is defined by its width and height perpendicular to the main flow path measured from the engine 3D drawing, see Fig. 2. For the sections not completely closed by walls, such as the combustor, the width is limited by the periodic boundaries with adjacent ramjets.

Friction

Even if the apparent friction factor varies with boundary layer thickness in supersonic flow, the model considers an average friction factor across the entire engine. The value selected as an averaged Fanning friction factor (f) is 0.0025 [Shapiro, 1953]. This precision level is adequate for the conceptual stage as a 25 % increase of the friction factor implies less than a 4 % decrease on the ramjet power. Hydraulic diameter (D_h) is calculated by considering a closed wall for the length of the ramjet. Moreover, the model supposes that the friction coefficient is divided by 2 for the inlet and outlet because they are half open, as represented by dashed lines in Fig. 4.2.

Heat Addition

Calculating the products temperature is the first step to compute the distribution of energy added to the flow by combustion (dh). Considering 10 species and 6 equilibrium functions, a custom equilibrium solver is used to provide the products constituents and temperature based on constant enthalpy and pressure [Ferguson and Kirkpatrick, 2001]. The rise in temperature is limited to a fraction of the equilibrium temperature, defined by the combustion efficiency, taken here as 90%. Heat is released in the flow based on a simple buoyancy model used as a Wiebe function, see Fig. 4.4.

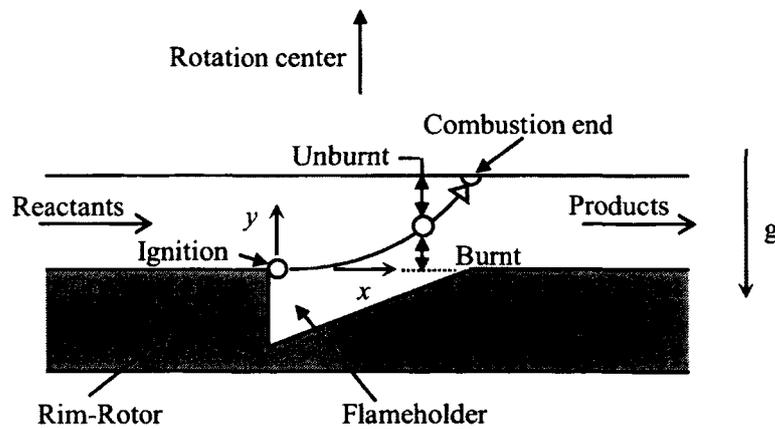


Fig. 4.4 Buoyancy driven combustion model

In the buoyancy model, the flow is considered 2D, neglecting the effect of the flameholder angle with the main streamline. As imagined by Lewis [1973], the flame that is stabilized behind the step flameholder ignites a small bubble of mixture with lower density. The lower density of the hot product bubble compared to the surrounding reactants generates a buoyancy force pulling the hot gases toward the center of the engine. Assuming that the flow is inviscid and neglecting Coriolis effects, the bubble trajectory is obtained by combining the acceleration caused by the buoyancy force and the flow speed as:

$$y = \frac{1}{2} a_b \frac{x^2}{U^2} \quad (4.5)$$

where a_b is the buoyancy acceleration and U the combustor inlet velocity. The buoyancy can be replaced by applying the Newton second's law on a particle of fluid to obtain:

$$y = \frac{1}{2} \left(a_c \frac{\Delta\rho}{\rho} \right) \frac{x^2}{U^2} \quad (4.6)$$

where a_c is the centrifugal acceleration, ρ the products density, and $\Delta\rho$ the difference between the products and reactants density. By replacing the centrifugal acceleration, the trajectory is obtained as a function of the angular speed, ω , and the engine radius, R :

$$y = \frac{1}{2} \left(\omega^2 R - \frac{U^2}{R} \right) \frac{\Delta\rho}{\rho} \frac{x^2}{U^2} \quad (4.7)$$

Experiments show that real combustion lengths are about three times the lengths predicted from the inviscid buoyancy model up to the limit tested of 11 000 g [Lapsa and Dahm, 2009]. The difference is most likely due to unconsidered viscous effects. Since the acceleration in the R4E can exceed this value, the buoyancy model is further validated with a Fluent® CFD code, using a simple k- ϵ turbulence solver as used in similar applications [Kendrick et al., 2003]. The CFD model shows a difference of less than 10 % on combustion length compared to experiments on propane by Lapsa and Dahm [2009].

Figure 4.5 shows the centrifugal acceleration influence on the combustion chamber flow for a combustor inlet velocity of 120 m/s. A line is superposed on the 10 000 and 200 000 g cases to compare CFD to the buoyancy model, including a correction factor of 3 on length for viscous effects. The buoyancy model shows good general agreements up to 200 000 g, which corresponds to 80 000 RPM for the 6.5 cm diameter prototype tested experimentally. A recirculation zone on the inner rotor appears in the CFD analysis for centrifugal acceleration values greater than \sim 200 000 g. Although the centrifugal acceleration can exceed 1 million g for the 21 cm prototype that will be presented in section 4.4.1, the buoyancy model is extrapolated from this to predict performance. Since this validation is beyond the scope of this work, further investigation is needed to fully understand combustion in high-g fields.

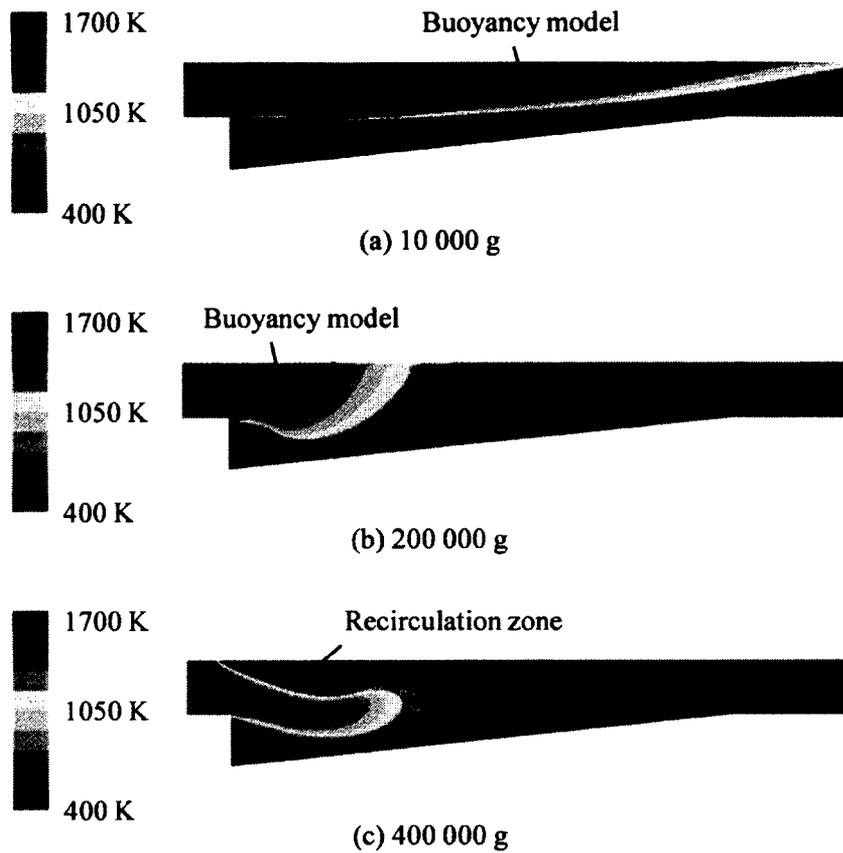


Fig. 4.5 (a) CFD compared to buoyancy model for 10 000 g (b) 200 000 g comparison (c) Recirculation phenomenon at 400 000 g

Heat Transfer

The heat transfer coefficient is computed based on the Colburn equation for turbulent flow in a smooth pipe [Çengel, 2006]. The heat transfer rate is calculated with an estimated pessimistic low wall temperature of 400°C for the combustor and outlet to take into account the worst case scenario where the metallic hub conducts quickly the heat generated from combustion. This is a conservative approximation since in a real version, the blades would be made from ceramic, which would minimize heat transfer. Further work is needed to fully model heat transfer in the R4E.

Oblique Shockwaves

The flow downstream the bow shock slows down due to an area reduction from A_2 to A_3 . The inlet is designed to compress the flow through oblique shockwaves. This provides a robust design compared to supersonic isentropic compression since oblique shocks are likely to be present anyway due to the presence of boundary layers. The model calculates the oblique shockwave needed to decrease the inlet Mach number down to the throat Mach number and consequently adjusts the geometry. If a single oblique shock is insufficient, the geometry is modified to incorporate a series of oblique shocks with a maximum flow turning angle of 15° for each shock, selected to compress with a maximum of three oblique shocks up to an inlet Mach number of 3. Finally, total pressure losses induced by oblique shocks are distributed uniformly into all cells between A_2 and A_3 .

Normal Shock Position

The second throat in a Ramjet needs to be sonic to obtain a supersonic outlet at the desired operation point. Therefore, the necessary total pressure loss drives the normal shock position between A_3 and A_4 , in order to reach sonic condition at the second throat (A_6). The position of the normal shock is determined iteratively by assuming that the flow properties across the shock change instantaneously between two cells, which accurately represents the inherent discontinuity of shockwaves.

4.2.3 Outlet Sub-Model (A_7 to A_8)

The R4E gross shaft power is found from angular momentum balance, as expressed in the following equation [Gerhart *et al.*, 1992]:

$$\dot{W} = \dot{m}\omega(r_8v_{t8} - r_1v_{t1}) \quad (4.8)$$

where \dot{W} is the power, \dot{m} the mass flow, ω the angular velocity, r the mean radius, and v_t the tangential velocity in the inertial reference frame. Subscripts 1 denotes the inlet and 8 the outlet.

Outlet velocity is taken when the outlet static pressure meets atmospheric pressure. For the under-expanded case, expansion fans followed by shock waves turn the flow toward the rotation axis, as described by Lichtfuss et Starken [1974]. For the over-expanded case, oblique shocks followed by expansion fans cause the flow to become more parallel to the rotor.

The combined effects of the outlet angle variation and oblique shock pressure losses change the nozzle power ratio, defined as the output gross shaft power divided by the power for a perfectly expanded nozzle. As shown in Fig. 4.6, the nozzle efficiency is high for both under and over-expanded cases. The nozzle power ratio can exceed 100 % for the over-expanded case due to a beneficial angle change that increases the tangential velocity in addition to the low total pressure loss of weak oblique shocks. The operating point is conservatively selected 15 % over expanded to minimize the risk of a normal shock within the nozzle.

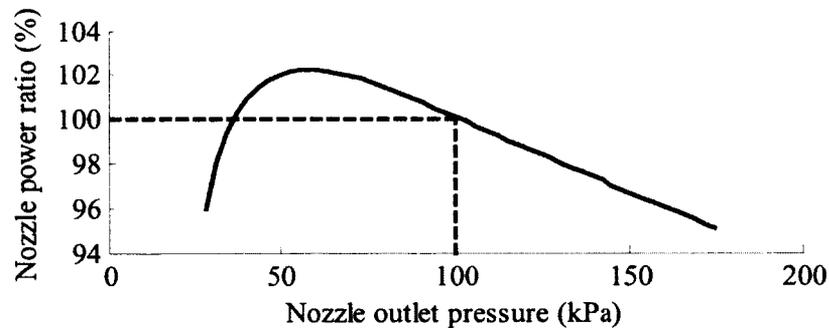


Fig. 4.6 Nozzle power ratio for a nozzle total pressure of 800 kPa and a final static pressure of 101.3 kPa

If oblique shocks cannot match the static pressure, a normal shock appears in the divergent. If the normal shock does not cause a sufficient pressure increase to match the outlet pressure, the ramjet second throat is subsonic and the outlet pressure drives the combustor normal shock position in this case.

4.2.4 Off-Design Operation

The ramjets are considered supersonic and started at their design point. However, off-design performance is important in many circumstances, such as during starting ramp-up.

Unstart

To reach the started mode, the normal shock in front of the inlet has to be swallowed and stabilized in the combustion chamber. Before reaching this condition, the inlet bow shock is replaced by a normal shock allowing the subsonic flow to adjust. The model adjusts the mass flow to reach $M = 1$ at the first throat and suppresses the oblique shockwaves. Sections from A_3 to A_8 are identical to the normal operation mode.

Subsonic

The subsonic mode can be divided in two modes depending if the first throat is choked or if the engine is completely subsonic. In the first case, the model determines iteratively the mass flow to reach $M = 1$ at A_3 and uses the normal operation model from A_3 to A_8 . On the other hand, if the engine is fully subsonic, the 1D generalized flow model is used without shockwaves and the mass flow is determined to match the outlet static pressure.

4.2.5 Windage Losses

The high tangential velocity intrinsic to rotary ramjet engines induces important windage losses. A cylinder model is used for the outside surface of the Rim-Rotor and a disk model for the front and back sides of the engine.

The Rim-Rotor is modeled as a flat plate with the following empirical relation for drag, as it shows good agreement with experimental results [*Saint-Raymond et al.*, 2008]:

$$C_D = \frac{0.455}{(\log(Re_L))^{2.58}} \quad (4.9)$$

where C_D is the drag coefficient and Re_L the Reynolds number based on the unwrapped Rim-Rotor length as the characteristic dimension. Power losses based on this drag coefficient are given by:

$$P_{cylinder} = \left[0.455 \rho L \pi R^4 \right] \frac{\omega^3}{\log(2\pi R^2 \omega / \nu)^{2.58}} \quad (4.10)$$

where ρ is the surrounding gas density, L the width, R the radius, ω the angular velocity, and ν the dynamic viscosity.

The engine sides are modeled as open disks since Etemad et al. [1992] observed no gap size effect at high speed. Neglecting the ramjet inlet and outlet areas, power losses can be expressed for each side by:

$$P_{disk} = \frac{1}{2} C_m \rho R^5 \omega^3 \quad (4.11)$$

where the moment coefficient (C_m) can be expressed by an empirical relation based on the Reynolds number (based on the disk radius), Re_R , [General Electric Company, 1969]:

$$\begin{aligned} Re_R < 10^6 &\rightarrow C_m = \frac{0.073}{Re_R^{-0.2}} \\ Re_R > 10^6 &\rightarrow C_m = \frac{0.491}{\log(Re_R)^{2.58}} \end{aligned} \quad (4.12)$$

At high speed, the model tends to overestimate the experimental results, as observed by Etemad et al. [1992]. On the other hand, roughness significantly increases the windage losses. Recent research shows that the moment coefficient almost doubles with a 75 micrometers stator roughness [Bruckner, 2009]. Further investigation is needed to fully understand high speed windage in the R4E application.

4.2.6 Complete Engine Weight Estimation

As one of the main objectives is to compare the power density of the R4E to that of an actual gas turbine, the complete weight of the R4E has to be estimated, including rotor, structure, gearbox, and accessories. Rotor weight is based on 3D drawings made for the 65 mm diameter

proof-of-concept prototype. For larger diameters, the weight is scaled to the cube of the diameter. Bearings and surrounding structure weight is based on a CAD packaging and represents 3 times the rotor weight. Finally, a gearbox and accessories weight of 100 g/kW is estimated based on typical 500 kW scale gas turbine weight distribution. At this scale, gearbox and accessories represent approximately 30 % of the complete engine weight.

4.2.7 Model Validation

The 1D model is validated by comparing the model to three well-known flows. For the isentropic area variation, a pipe of 100 cells decreases isentropically the Mach number from 2.5 to 1.25 with an area reduction from 2.52 to 1. For the Fanno flow, the Mach number is equally reduced from 2.5 to 1.25 in a 1 cm diameter pipe within a length of 38.5 cm using a friction factor of 0.002. The Rayleigh flow is applied similarly. Numerical errors of less than 0.5% are observed for the three cases.

The effect of the number of cells on numerical convergence is validated for a 500 kW engine, as summarized in Table 4.1. A number of 4500 cells is selected since it gives low computation time (10 s) and minimal convergence error.

Table 4.1 Number of cells convergence

Number of cells	1 rotor ramjet flow momentum, kW	Relative error, %
1250	364	2.2
4500	359	0.8
9000	357	0.3
18000	356	-

4.3 Analytical results

The 1D model is used to design a high-speed R4E version to evaluate the potential of the technology, in particular showing the significant increase in power density over actual gas turbine. The gas properties along the ramjets for this high-speed R4E are then presented to

show the effect of the various flow physics. Finally, the technology limits are discussed by varying parameters and comparing efficiency and output shaft power.

4.3.1 High-Speed R4E Design

The model is used to design a 500 kW version of the R4E, as presented in Table 4.2. The tangential velocity is limited to 1000 m/s, the maximum velocity achievable by an optimized design using carbon-PEEK Rim-Rotor and carbon-carbon blades inside [Rancourt *et al.*, submitted]. Windage losses are taken to be 35% higher than the model to account for imperfect surface roughness, and the rim-rotor surrounding gas density is assumed to be reduced by 50% compared to air, both inferred from experimental observation, as shown in section 4.4.

Table 4.2 High-speed R4E version geometry and predicted performance

Mean inlet diameter	17 cm
Rim-Rotor outside diameter	21 cm
Length	6.6 cm
Rotor weight	1.9 kg
Ramjet Power	720 kW
Windage losses	220 kW
Efficiency (no windage losses)	21 %
Efficiency (with windage losses)	14 %

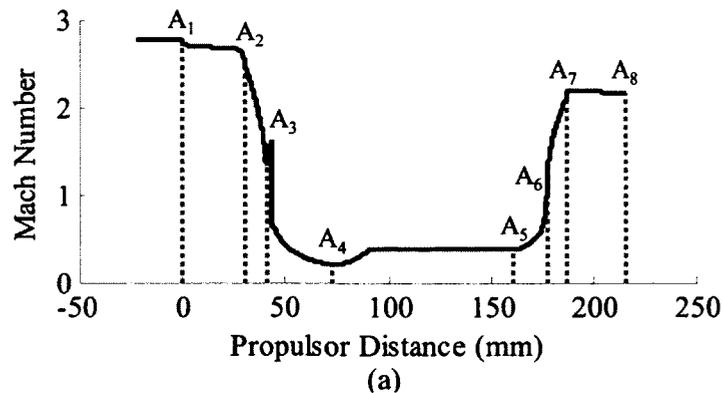
Table 4.3 shows that the power density could be twice that of same scale gas turbines, including the gearbox and accessories weight. Improvements in gearbox and accessories could further increase power density since the rotor section is more than 7 times lighter than conventional gas turbines.

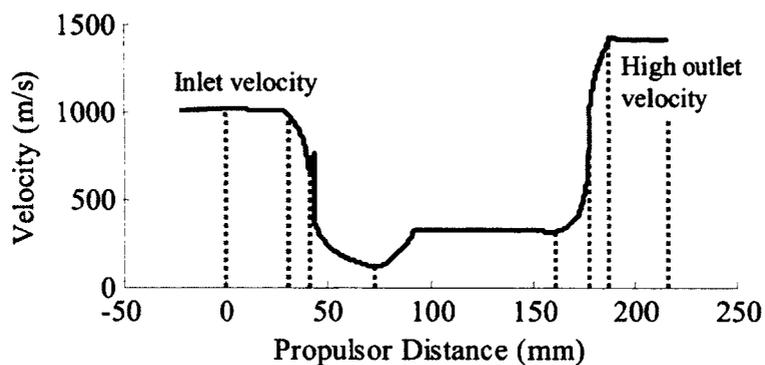
Table 4.3 Power density comparison between R4E and 500 kW gas turbines

Engine	Power density (rotor section), kW/kg	Power density (with gearbox and accessories), kW/kg
R4E (prediction)	32	7.6
Pratt PT6A-66	4.4	3.1 [U.S. FAA, 2007]
Rolls-Royce RR500	4.7	3.3 [Rolls-Royce, 2009]

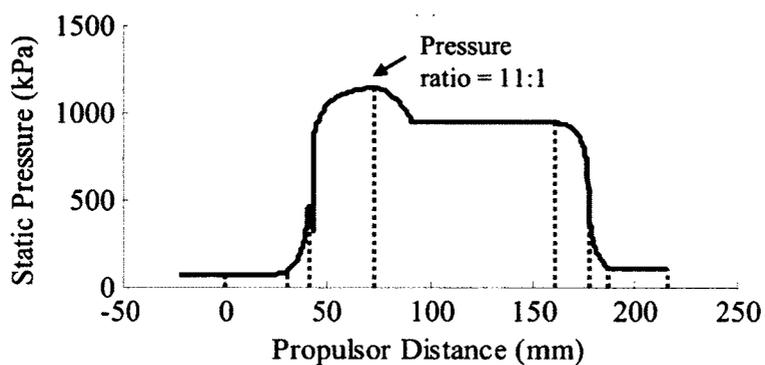
4.3.2 Properties along the Ramjet

The model computes flow properties along a ramjet for an inlet Mach number of 2.8, as presented in Fig. 4.7. In the rotating frame, friction on the suction face induces losses, followed by oblique shocks which induce an important pressure loss and a Mach number decrease (A_1 to A_3). After the first throat (A_3), the flow slightly accelerates and crosses the normal shock. The flow is then subsonic and decelerates in the divergent to reach $M = 0.3$ and a pressure ratio of 11:1 (at A_4). Combustion takes place at constant pressure at those desired conditions, raising the total temperature without exceeding acceptable temperatures for ceramics in steady state operation. The flow accelerates to $M = 1$ at the second throat (A_6) and expands to match atmospheric pressure. Outlet speed is much higher than the inlet speed due to heat added from combustion, even with heat transfer decreasing the total temperature.

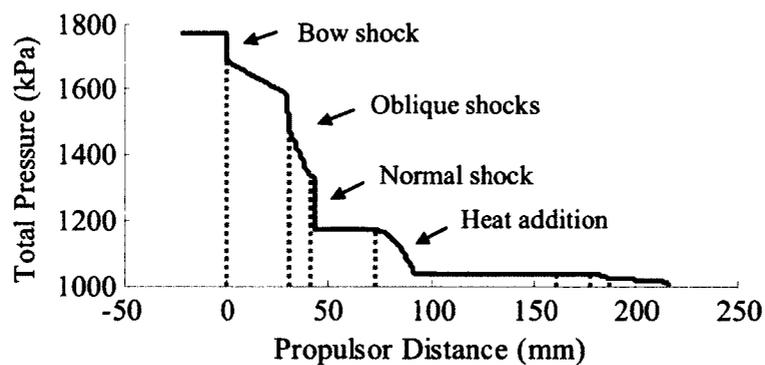




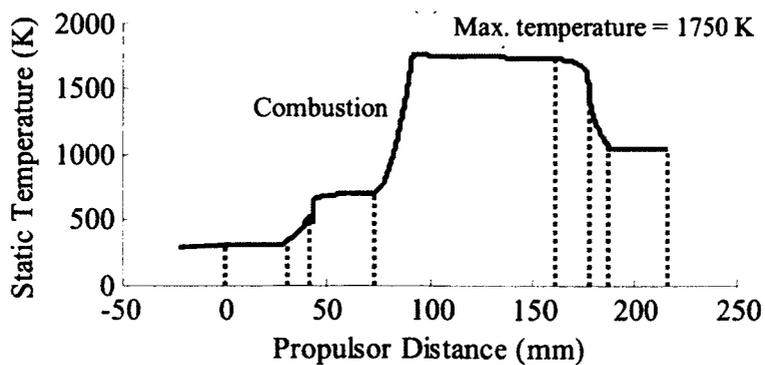
(b)



(c)



(d)



(e)

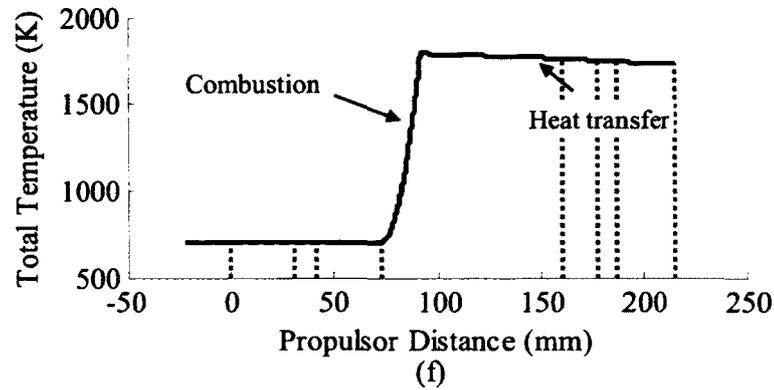


Fig. 4.7 Flow properties through the ramjet in the rotating reference frame for an inlet tangential velocity of 1000 m/s: (a) Mach number, (b) velocity, (c) static pressure, (d) total pressure, (e) static temperature and (f) total temperature

4.3.3 Parameter Analysis

The effect of various design and operation parameters on efficiency and output power is studied to evaluate the potential of the technology. A 21 cm diameter R4E is designed with different ramjet geometries for 10 different tangential velocities from 560 to 1400 m/s. For each of those conditions, blade shape is optimized to maximize power density. Figure 4.8 shows the R4E efficiency as a function of tangential speed. The top curve represents the efficiency for an ideal thermodynamic Brayton open cycle for a ramjet without any shockwaves given by:

$$\eta_{th} = 1 - \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{-1} \quad (4.13)$$

where M_0 is the inlet Mach number. Loss mechanisms are added one by one to understand their relative importance. Heat addition effect represents the intrinsic pressure losses and changes in gas properties due to combustion. Kinetic energy remaining in the outlet flow is a major loss due to the use of a pure reaction engine. Friction in the engine is an important loss and increases significantly with speed. The combination of bow, oblique and normal shocks also account a few percent losses but this remains relatively constant due to the optimized geometry which keeps the normal shock weak. Heat transfer is of small importance, even for the pessimistic approximation taken. Finally, at high speeds, windage friction is the most

considerable loss mechanism. Drag reduction is therefore essential to obtain adequate efficiency.

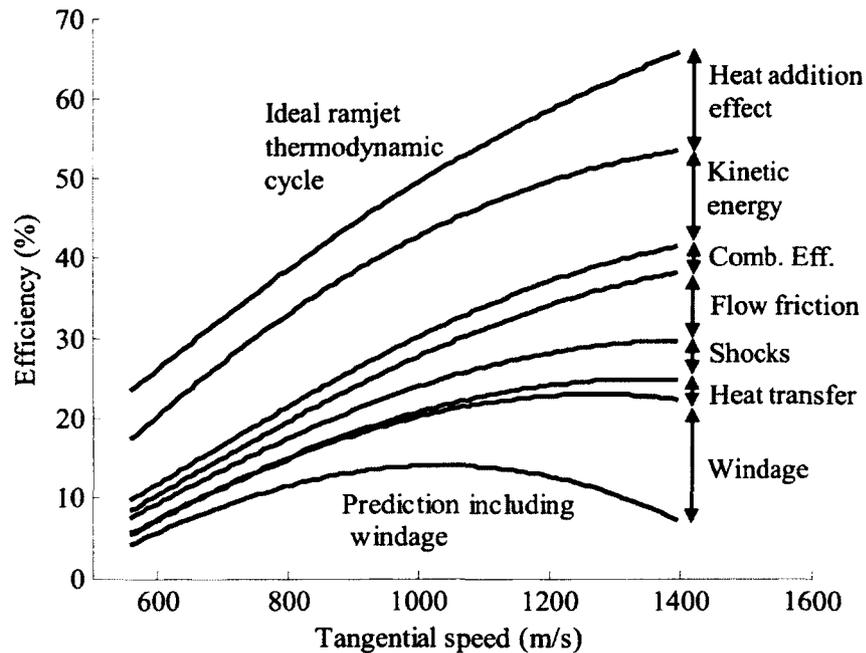


Fig. 4.8 Effect of loss mechanisms on R4E efficiency for an optimized ramjet geometry with a rotor of 21 cm and hydrogen $\phi=0.5$

Windage also has an important effect on power density, as shown in Fig. 4.9. Actual structural strength [Rancourt *et al.*, submitted] limits the complete engine power density to 5.7 kW/kg when drag is reduced by half. R4E power density could be increased to 7.6 kW/kg, by structure optimization using a carbon-fiber Rim-Rotor combined with carbon-carbon blades, as shown by Rancourt *et al.* [submitted]. Furthermore, R4E power density could reach 8.5 kW/kg if windage losses were reduced sufficiently to make them negligible. This represents a valid estimation of the technological limit since further increasing speed would decrease efficiency due to other speed dependent loss mechanisms, such as flow friction and shockwaves.

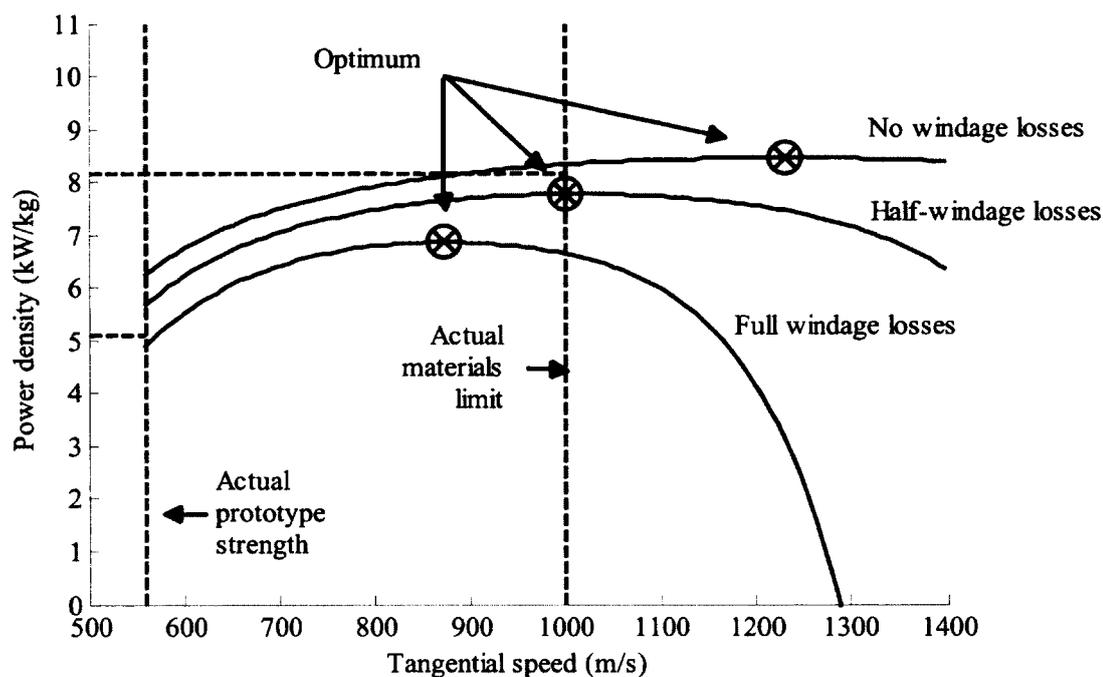


Fig. 4.9 Effect of windage losses on power density

Ceramics blades could allow for an increase in the inlet turbine temperature, leading to improved thermal efficiency, greater output power, and reduced emissions of NO_x and CO [Price *et al.*, 1999]. To introduce ceramics blades in conventional gas turbines, high strength blades are needed to resist centrifugal loads, which limit the maximum temperature. As an example, the temperature was limited to 1394 K for silicon nitrides in a recent study on turbine blades of a conventional gas turbine due to two different failure modes: fast fracture and slow crack growth [Jimenez *et al.*, 1998]. Those two primary failure modes are suppressed in the R4E concept, since the blades are loaded in compression. This would allow for the use of higher temperature ceramics, such as reaction-sintered SiC which can operate up to 1800 K [Chen *et al.*, 2002]. Therefore, an equivalence ratio of 0.5 could be used without cooling (Fig. 4.10). Higher power density could even be reached by using cooling or other high-thermal resistance materials.

Although the temperature is high, NO_x production could be kept low due to the residence time in the combustion chamber of less than 1 ms. Previous research shows that NO_x can be reduced by as much as a factor of 6 with shorter residence time [Driscoll *et al.*, 1992].

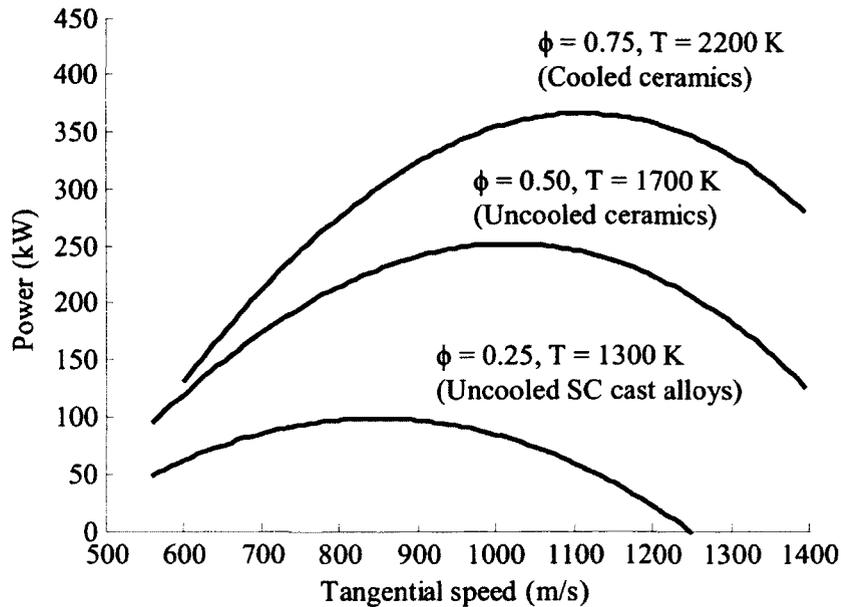


Fig. 4.10 Effect of temperature on output power

4.4 Experimental results

4.4.1 Proof-of-Concept Prototype

The prototype consists in CNC machined ramjets in an aluminum hub, wrapped in a carbon-PEEK Rim-Rotor containing the flameholder, as shown in Fig. 4.11. A spark ignition system is used to ignite the premixed air-hydrogen flow in the single combustion chamber.

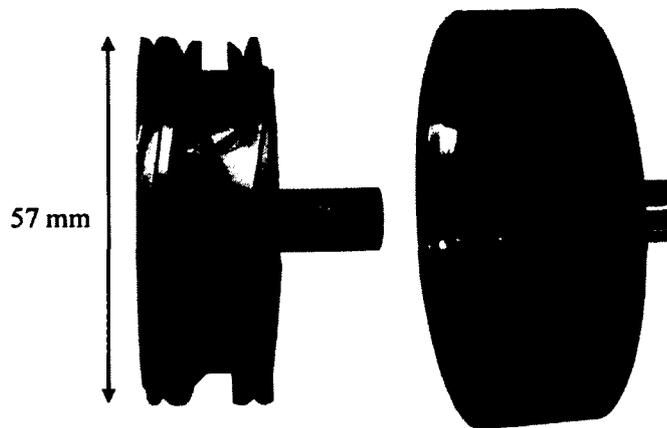


Fig. 4.11 Proof-of-concept prototype

4.4.2 Experimental Setup

The tested prototype is accelerated by a Garrett GT-15 automotive turbocharger up to 200 kRPM. The turbine power is measured with an energy balance:

$$\dot{W} = \dot{m}c_p\Delta T_0 \quad (4.14)$$

where \dot{W} is the turbine power, \dot{m} the mass flow, and ΔT_0 the temperature difference between the inlet and outlet. Heat transfer is neglected as the measurements are taken in steady state and the turbine housing is insulated with 5 cm of urethane foam. An estimated 7 % of the turbine power is subtracted for journal bearing losses to compute the power delivered to the prototype. This measurement method provides sufficient accuracy at this proof-of-concept stage.

A machined aluminum manifold directs the flow into the rotating ramjets (Fig. 4.12). A series of sensors monitor the main flow properties before and after the engine: (1) mass flow using an automotive hot-wire, (2) static pressures of the inlet and outlet with 1.5 mm (1/16") O.D. tube flush-mounted to the wall, (3) temperatures at inlet and outlet with small thermocouples, (4) outlet tangential velocity with a pitot tube facing parallel to the tangential direction.

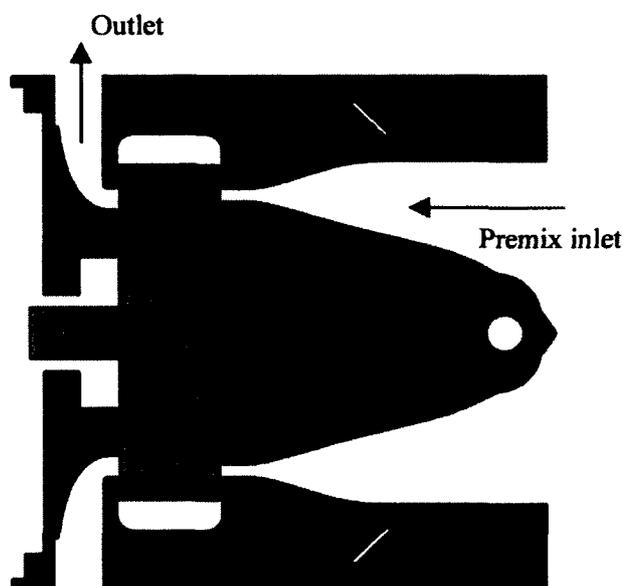


Fig. 4.12 Cross-section of the test bench fluid module

Inlet axial speed is calculated from the mass flow and inlet properties. Ramjet power is calculated with angular momentum variation as in the model, where the outlet swirl is obtained from the pitot tube and the inlet swirl is supposed to be zero. Energy balance confirms the measurement techniques in steady state, neglecting heat transfer and difference between inlet and outlet specific heat, as:

$$\dot{E} = \dot{m} \left(c_p (T_2 - T_1) + 0.5 (v_2^2 - v_1^2) \right) \quad (4.15)$$

where v_1 and v_2 are the inlet and outlet velocities. Although the outlet velocity is used in both equations, the energy balance gives a good validation because the temperature variation term represents about 80 % of the equation's right-hand side. A mass flow controller and sensor completes the fluid module by injecting hydrogen in the pipe about 20 cm before the engine inlet to insure good mixing with air.

4.4.3 Windage

The windage losses on the Rim-Rotor and engine sides are calibrated with a prototype without ramjet blades. The windage power measured at different rotating speeds in steady state is 30-35% higher than the model, as shown in Fig. 4.13. This difference may be explained by the roughness of the carbon Rim-Rotor and machined aluminum hub.

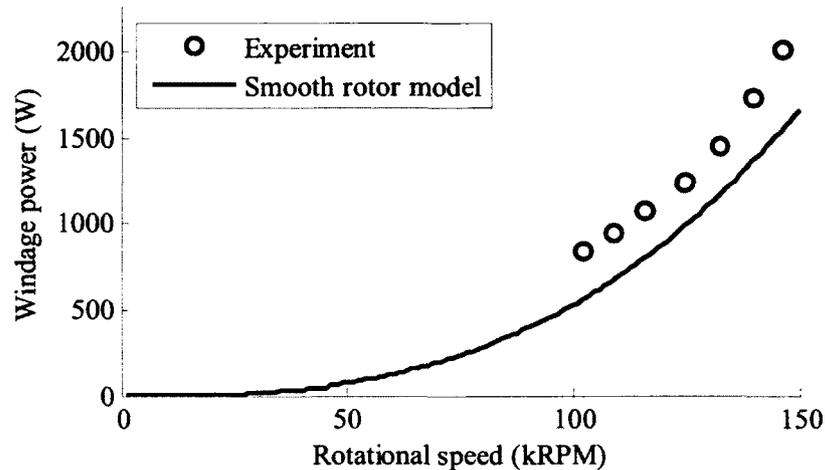


Fig. 4.13 Experimental windage losses of the prototype without ramjet blades compared to smooth rotor model

To increase the R4E performances, windage can be reduced by filling the windage cavities with a low density gas or by creating a partial vacuum. Using H_2 fuel could be an effective and practical method when with the potential to reduce windage losses by more than 90 %. To demonstrate the effect of the surrounding gas density on windage, a helium-air mixture is experimented. A mixture containing 80 % helium and 20 % air reduced the windage losses by a factor of two compared to air for an aluminum hub up to 180 kRPM.

4.4.4 Ramjet Flow Momentum

Measured mass flow is 30 % less than predicted by the model. This difference could be explained by the unaccounted boundary layers developed in the test bench intake manifold and prototype. When using the measured mass flow in the model, the measured ramjet drag matches with the predicted value, as seen in Fig. 4.14. This implies that the outlet velocity is

well predicted by the model, since the ramjet drag is only dependent of outlet velocity and mass flow for a given rotational speed, as expressed by equation (4.8).

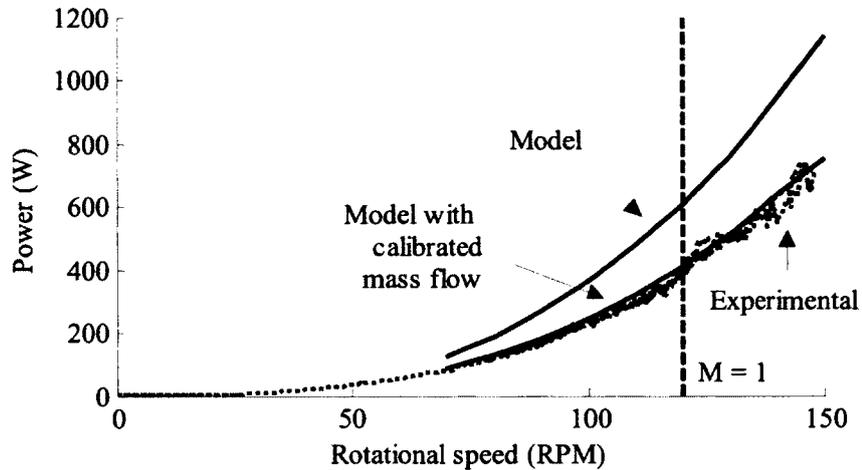


Fig. 4.14 Ramjet drag comparison between model and experimentation

4.4.5 Ignition and Combustion

To validate the possibility of ignition and combustion in the R4E high-g field, the engine is ignited at 80 kRPM and the combustion is maintained for a second before the hydrogen is stopped to prevent prototype meltdown. Combustion occurred reliably, generating an engine acceleration of 1000 RPM/s while maintaining air pressure in the driving turbine. This additional torque is provided by a ramjet drag reduction of 30 % observed by the significant increase in outlet tangential velocity, as shown in Fig. 4.15. The fact that the engine did not produce thrust could be explained by the low temperature of the hub that implies important losses due to heat transfer and reduced combustion efficiency due to quenching, resulting in a low outlet temperature of 225 to 350 °C (Fig. 4.16). Although further work is needed to improve combustion efficiency, ignition and stable combustion were demonstrated in a centrifugal acceleration of 200 000 g.

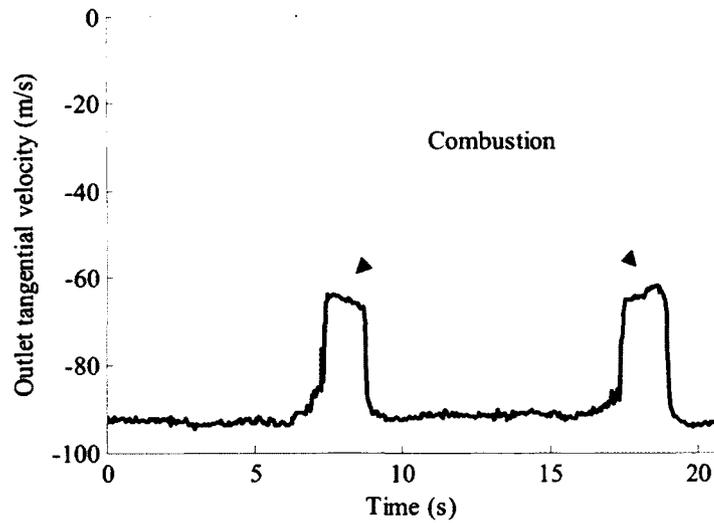


Fig. 4.15 Measured Outlet tangential velocity variation during combustion at 80 kRPM

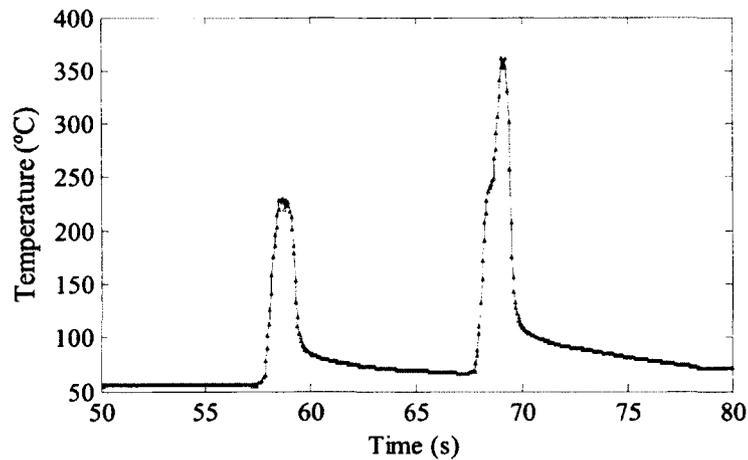


Fig. 4.16 Measured outlet temperature variation during combustion at 80 kRPM

4.5 Summary and Conclusions

A one-dimensional aerothermodynamics discretized design model is developed to predict the performances of the novel Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine. This geometry-dependant model takes into account all the major physical effects: periodic inlet and outlet, friction, high-g field combustion, heat transfer, shockwaves, and windage losses.

The model is used to design a 500 kW engine and predicts a power density of 7.6 kW/kg. A parameter analysis reveals that the most important loss mechanisms are the energy in the outlet flow and the windage losses, followed by friction and shockwaves. It is also shown that the use of ceramic blades would allow an operation up to an equivalence ratio up to 0.5.

A proof-of-concept prototype is tested up to a tangential velocity of 540 m/s. Windage losses are 35 % higher than predicted, but can be easily reduced by more than half by using light gases to fill windage cavities. The mass flow in the engine is 30 % lower than expected, owing to neglected boundary layers in the intake manifold. Ramjet drag agrees with the model when using the measured mass flow. Finally, ignition and stable combustion are demonstrated at half design speed.

The Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine appears to be a promising alternative to conventional gas turbines between 500 kW and 5 MW. The R4E offers more than twice their power density while decreasing costs and increasing reliability due to its low number of rotating parts. The reversed configuration of the Rim-Rotor would allow the use of high-temperature ceramics, significantly increasing the inlet turbine temperature and thus power and efficiency. The R4E high-g field short combustion chamber minimizes the residence time, keeping NO_x production at a very low level.

The R4E presented in this study is designed to produce shaft power that can be mechanically coupled through a high speed gearbox or produce electricity with a high speed generator, both needing further development. However, the R4E could also be designed to match actual components, such as a low pressure turbine to generate low speed shaft power for a generator or a propeller. The R4E could also be used as a turbojet to directly produce thrust.

Acknowledgements

The important contributions of Prof. Martin Brouillette and Prof. Luc Fréchette are truly appreciated. The authors would also like to thank Benoit Picard and Charles-Alexis Létourneau-Lamarche for their countless hours on the experimental setup and Alexandre Landry-Blais for its contribution to the combustion equilibrium solver.

CHAPITRE 5

COMBUSTION – MODÉLISATION ET VALIDATION EXPÉRIMENTALE

L'accélération centrifuge élevée à laquelle est soumis l'écoulement dans le moteur modifie complètement la dynamique de la combustion dans le R4E. À la lumière des résultats obtenus durant les essais expérimentaux ainsi que les résultats de *Ramgen Power System*, la combustion semble être la problématique la plus importante pour permettre à un moteur rotatif à statoréacteur de produire une puissance nette. Ce chapitre présente la démarche utilisée pour modéliser et valider la combustion dans le champ centrifuge extrême du R4E. Le modèle est d'abord calibré en se basant sur les seules données présentes sur le sujet dans la littérature. Puis, la chambre de combustion est modélisée en 2D pour comparer simplement avec le cas dans la littérature. Le modèle 2D est ensuite utilisé pour prédire le comportement de la combustion dans les conditions du moteur. Finalement, une seconde version du prototype permet de valider expérimentalement l'efficacité de combustion ainsi que la possibilité de générer une puissance des ailettes positive.

5.1 Modélisation

La modélisation 2D, présentée brièvement dans la section 4.2.2, permet de visualiser simplement la propagation de la flamme et de comparer avec les données de la littérature [*Lapsa et Dahm, 2009*]. Similairement à cette expérience, l'idée du modèle 2D est de remplacer l'accélération centrifuge créée par la rotation de l'écoulement en imposant une accélération latérale (figure 5.1). De cette façon, la propagation de la flamme peut être simulée sans limites pour représenter le plus fidèlement possible les conditions dans la chambre de combustion du R4E. Pour ce faire, les paramètres de combustion et de turbulence ainsi que la dimension des cellules sont d'abord choisis. Le modèle 2D est ensuite validé à partir des résultats de *Lapsa et Dahm [2009]*. Finalement, la propagation de la flamme dans le R4E est simulée et les résultats obtenus sont comparés avec le modèle de flottaison présenté dans la section 4.2.2.

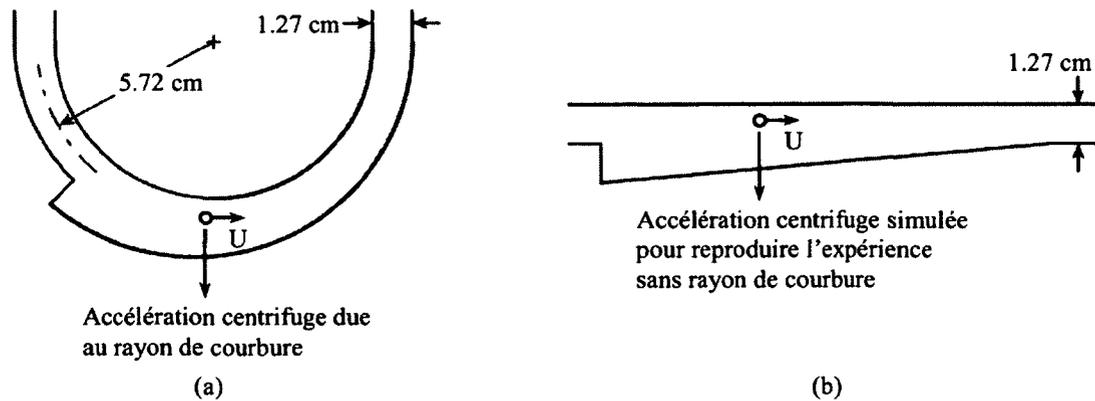


Figure 5.1 Comparaison entre l'accélération centrifuge (a) générée par le rayon de courbure et (b) simulée

La simulation est effectuée avec le logiciel FLUENT^(TM) pour sa capacité à tenir compte de la propagation de la flamme dans la chambre de combustion ainsi que sa simplicité d'utilisation. La simulation est effectuée en régime permanent en ajoutant la composante d'accélération latérale susmentionnée. Le modèle de turbulence est le k- ϵ standard tel qu'expliqué à la section 5.1.1. Pour les espèces, le modèle de combustion partiellement prémélangé présenté à la section 5.1.2 est choisi. Pour les conditions frontières, une vitesse est imposée à l'entrée de la chambre de combustion, avec les paramètres de turbulence, la température et la quantité de carburant par rapport à l'air. Une pression est imposée à la sortie. Finalement, pour ce qui est des méthodes de solution, le deuxième ordre est choisi pour tous les paramètres.

5.1.1 Turbulence

Tout comme le modèle 1D pour la conception complète du moteur, le modèle numérique a pour but de déterminer la viabilité du concept du R4E. Pour se faire, le modèle recherché doit être avant tout rapide et flexible. Il doit également être valide, mais l'objectif principal n'est pas d'obtenir la meilleure précision possible. Pour ces raisons, le modèle de turbulence choisi est le modèle k- ϵ standard, donnant des bons résultats dans un délai raisonnable. La difficulté est principalement de choisir les bonnes conditions limites à l'entrée de la chambre de combustion. Ces conditions seront déterminées à partir des valeurs pour un écoulement développé dans un tuyau. Cette approximation est réaliste pour la validation à partir de

l'expérience de Lapsa et Dahm [2009]. Quant à la chambre de combustion dans le moteur, la turbulence devrait être plus importante et donc la vitesse de flamme plus rapide, vu la compression par onde de choc. L'approximation développée est donc pessimiste dans ce cas.

Pour calculer les valeurs de k et ε pour un profil développé, il faut d'abord calculer l'intensité de la turbulence (I) donnée par :

$$I = 0.16 \text{Re}_D^{-1/8} \quad (5.1)$$

où Re_D est le nombre de Reynolds basé sur le diamètre hydraulique du tuyau (D_h). Basée sur l'intensité de turbulence, l'énergie cinétique de turbulence (k) peut être calculée pour la condition limite :

$$k = \frac{3}{2}(UI)^2 \quad (5.2)$$

où U est la vitesse moyenne à l'entrée de la chambre de combustion. Finalement, la dissipation de l'énergie cinétique de turbulence complète la condition limite :

$$\varepsilon = \frac{C_\mu^{3/4} k^{3/2}}{l} \quad (5.3)$$

où C_μ est une constante du modèle, généralement 0.09, et l est la dimension caractéristique des tourbillons qui, pour des écoulements internes, est donnée par :

$$l = 0.07D_h \quad (5.4)$$

5.1.2 Modèle de combustion

Le modèle de combustion partiellement prémélangé est sélectionné pour sa grande flexibilité et la combustion à l'équilibre intégrée. Le modèle utilise la variable de progression (c) qui passe de 0 pour les réactifs à 1 pour les produits, défini par :

$$c = \frac{\sum_{i=1}^n Y_i}{\sum_{i=1}^n Y_{i,eq}} \quad (5.5)$$

où n est le nombre de produits, Y_i est la fraction massique de l'espèce i et $Y_{i,eq}$ est la fraction massique de l'espèce i à l'équilibre. La propagation de la flamme est calculée selon l'équation de transport de la variable de progression moyenne (\bar{c}) [ANSYS, 2010] :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\bar{c}) + \nabla \cdot (\rho\bar{v}\bar{c}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{Sc_t} \nabla \bar{c} \right) + \rho S_c \quad (5.6)$$

où μ_t est la viscosité turbulente, Sc_t le nombre de Schmidt turbulent et S_c le terme source de progrès de la réaction. Ce taux de réaction est donné par :

$$\rho S_c = \rho_u U_t |\nabla c| \quad (5.7)$$

où ρ_u est la densité des réactifs et U_t est la vitesse de flamme turbulente. La vitesse de flamme est calculé selon le modèle de Zimont [1998] en fonction de la vitesse de flamme laminaire et de l'intensité de turbulence. Pour calculer la position du front de flamme, les gaz dans la chambre de combustion sont d'abord supposés comme étant complètement brûlés, puis la flamme est placée itérativement pour satisfaire toutes les équations, incluant celle de transport de la variable de progression.

Dans les études présentées ici, le transfert de chaleur est négligé, donc les murs sont adiabatiques. La température est calculée à partir de la variable de progression (c) :

$$T = (1-c)T_u + cT_{ad} \quad (5.8)$$

où T_u est la température des gaz non-brûlés et T_{ad} est la température de flamme adiabatique. Pour l'analyse adiabatique les variations de pression sont considérés négligeables et la masse moléculaire est considérée constante, donc la densité est calculée selon :

$$\rho_b T_b = \rho_u T_u \quad (5.9)$$

où les indices b et u signifient brûlé et non-brûlé.

5.1.3 Maillage

La dimension des cellules est choisie dans l'optique d'obtenir des résultats près de la réalité avec un temps de calcul minimal pour favoriser la conception itérative. Pour ce faire, la combustion est simulée selon les conditions de l'expérience de Lapsa et Dahm [2009] avec une accélération nulle et une vitesse d'entrée de 20 m/s. Les résultats obtenus sont montrés au tableau 5.1 et à la figure 5.3 pour cinq dimensions de cellule. Le résultat principal est la distance (L) que prend la flamme pour rejoindre l'autre côté de la chambre de combustion par rapport à la hauteur de celle-ci (H). La convergence de cette valeur est montrée à la figure 5.2.

La dimension caractéristique choisie est 0.5 mm pour la vitesse de calcul et l'erreur inférieure à 5 %. Un exemple de maillage avec cette dimension de cellule est montré à la figure 5.4. Pour la simulation de la flamme dans le moteur, les cellules sont réduites proportionnellement pour conserver le même nombre de cellules en hauteur à l'entrée de la chambre de combustion du moteur.

Tableau 5.1 Convergence de la simulation numérique

Niveau de raffinement	Dimension des cellules (mm)	Nombre de cellules total	L/H	Erreur relative
1	2	845	7.58	24%
2	1	3228	6.61	8%
3	0.5	12912	6.29	3%
4	0.25	51648	6.1	0%
5	0.125	206592	6.1	-

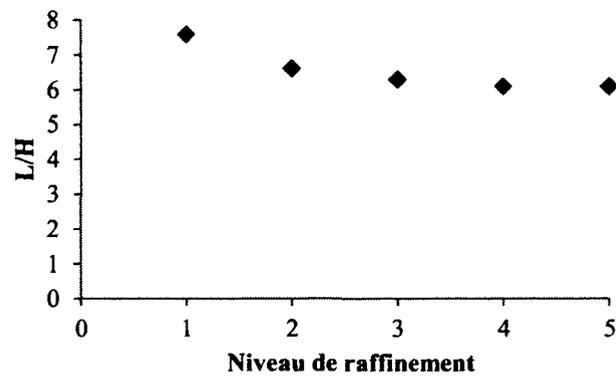


Figure 5.2 Convergence de la longueur du front de flamme

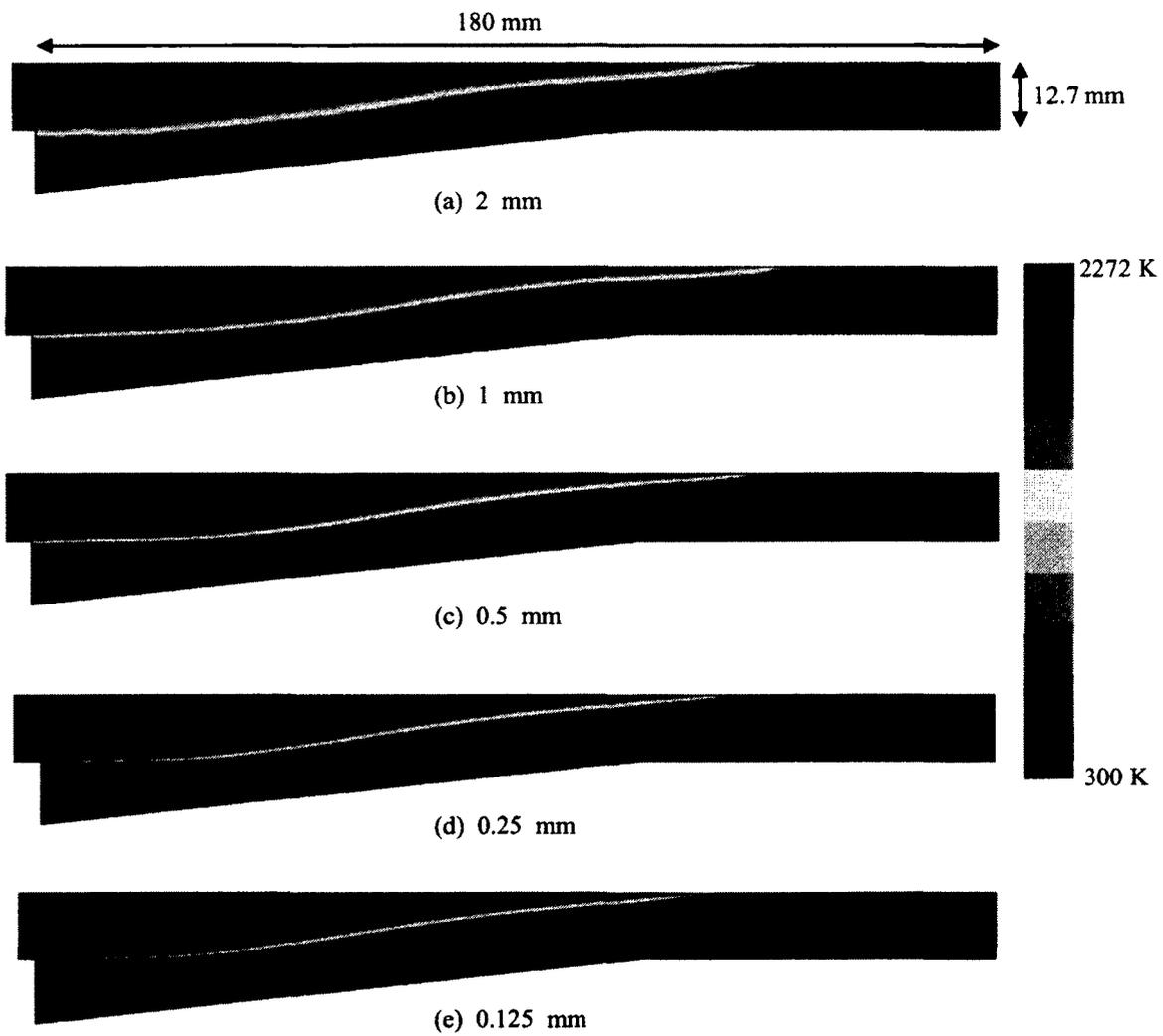


Figure 5.3 Comparaison de la propagation de la flamme pour différentes dimensions caractéristique de cellule



Figure 5.4 Maillage de l'entrée de la chambre de combustion pour une dimension caractéristique de cellule de 0.5 mm

5.2 Comparaison avec la littérature

La validation du modèle numérique est effectuée à partir de la seule expérience présentée dans la littérature concernant la propagation de la flamme dans un écoulement subissant une grande accélération centrifuge [Lapsa et Dahm, 2009]. Tel que présenté à la section 2.2.2, cet expérience consiste à forcer un écoulement à grande vitesse dans un canal courbé pour produire l'accélération centrifuge la plus grande possible. Cette expérience permet de valider que le modèle numérique tient compte adéquatement de l'accélération imposée et que la propagation de la flamme est correctement représentée. Par contre, l'expérience est limitée à 10 000 g et le gaz utilisé est le propane. Deux hypothèses sont posées pour le modèle numérique : (1) comme aucune limite n'a été observée avec l'augmentation de l'accélération, il est supposé que si le modèle est valide jusqu'à 10 000 g, il l'est également pour la plage d'opération du moteur et (2) le phénomène est également valide pour un mélange air-hydrogène.

Des simulations sont effectuées pour des vitesses allant de 4 à 60 m/s correspondant à des accélérations de 0 à 6400 g, défini comme positif pour un stabilisateur de flamme interne et négatif pour un stabilisateur de flamme externe. La figure 5.5 montre une comparaison entre les simulations et l'expérience. Qualitativement, l'effet de l'accélération est correctement représenté : l'accélération négative accélère significativement la vitesse de flamme par rapport

au cas sans accélération, tandis que l'accélération positive pousse la flamme à se stratifier contre la paroi.

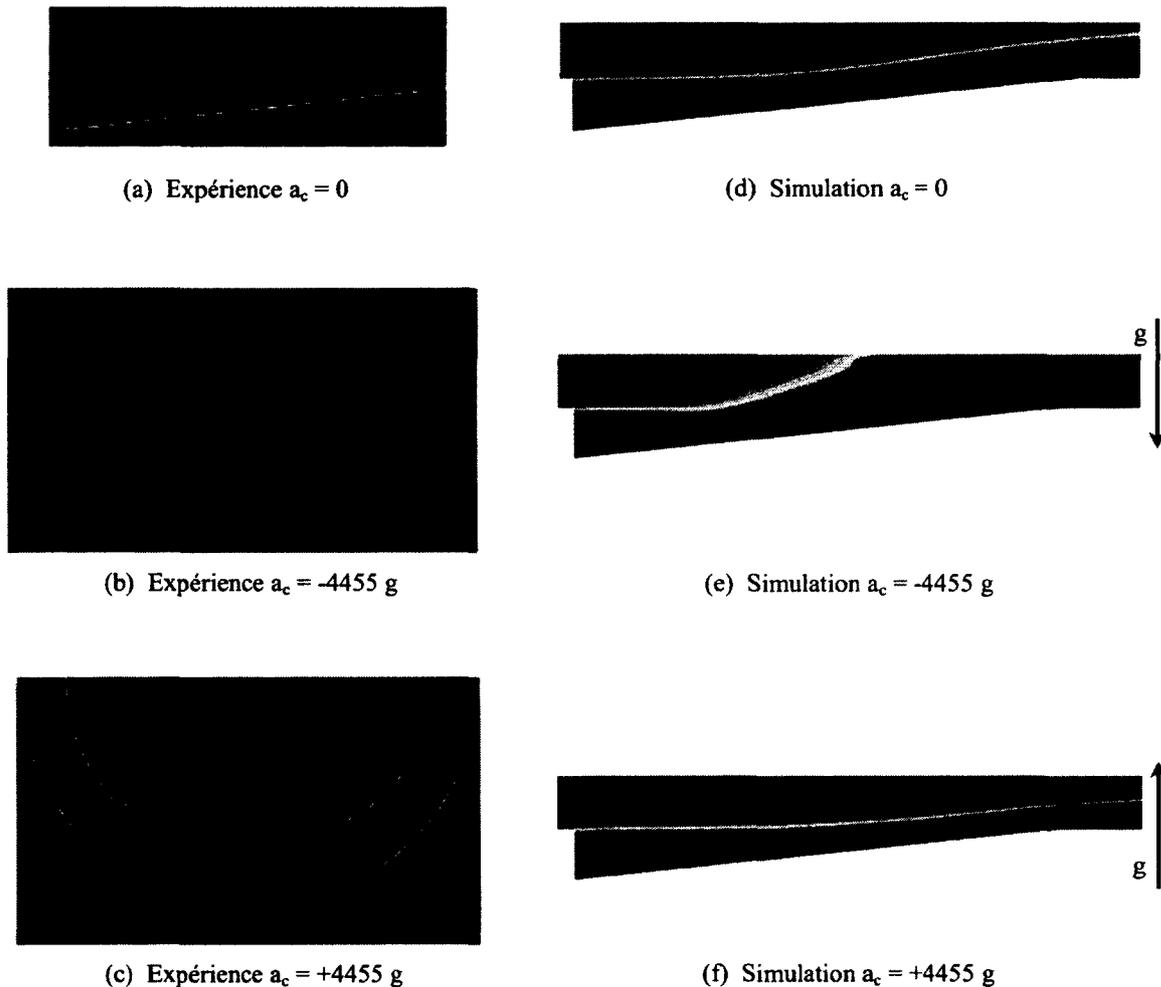


Figure 5.5 Comparaison entre l'expérience de Lapsa et Dahm [2009] et la simulation pour une vitesse d'entrée de 40 m/s et un ratio d'équivalence 1.1

La validation quantitative est quant à elle réalisée en comparant les longueurs de flamme adimensionnalisées par la hauteur de la chambre de combustion (L/H). Les longueurs de flamme sont mesurées à partir de l'endroit où la flamme commence à traverser le conduit, tel que décrit par Kobayashi et al. [1996] (figure 5.6). Les résultats des simulations sont superposés aux résultats expérimentaux de Lapsa et Dahm [2009], en fonction de la vitesse

d'entrée dans la chambre de combustion adimensionalisée par la vitesse de flamme laminaire. Comme le gaz utilisé est le propane et le ratio d'équivalence est de 1.1, la vitesse de flamme laminaire (S_L) est d'environ 0.50 m/s [Warnatz et al., 2006]. Pour les accélérations nulle et négative, les résultats concordent avec les asymptotes vers lesquelles la valeur de L/H tend lorsque la vitesse d'entrée tend vers l'infini. Pour l'accélération négative, le modèle tend à donner des longueurs de flamme légèrement plus importantes que l'expérience. Comme le modèle donne des résultats plus pessimistes, il est considéré comme adéquat. De plus, le moteur est basé sur un concept d'accélération négative qui est correctement représenté dans les limites de la validation. Quoique des expériences soient nécessaires pour s'assurer de la validité du modèle pour des accélérations plus importantes, FLUENT^(TM) semble correctement, du moins qualitativement, tenir compte de l'accélération dans la modélisation de la combustion.

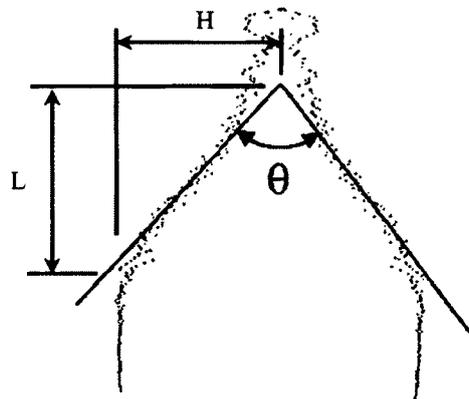


Figure 5.6 Technique de mesure pour le rapport entre la longueur et la hauteur de la flamme (image de la flamme tirée de Kobayashi et al. [1996])

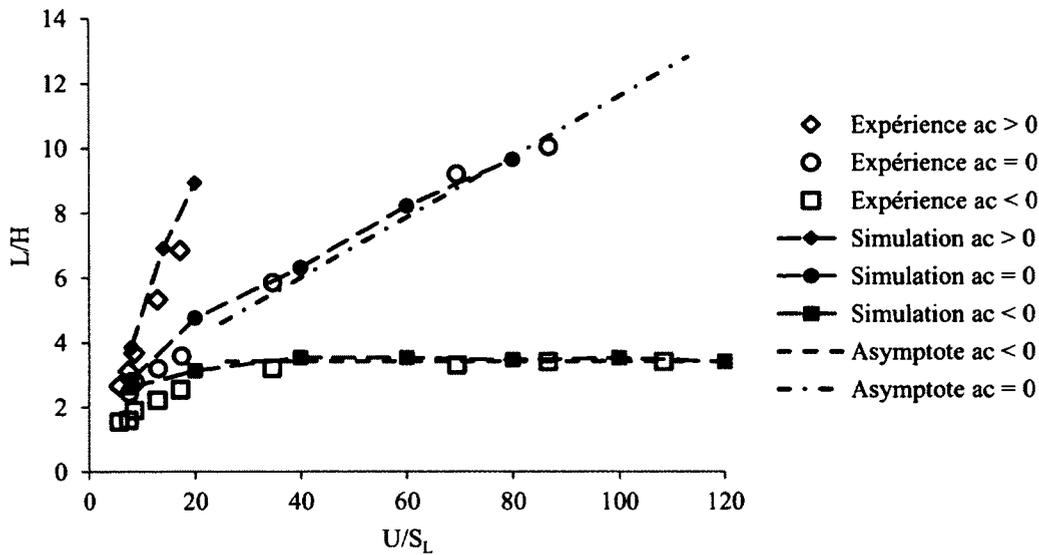


Figure 5.7 Comparaison des longueurs de flamme de l'expérience et des simulations

5.3 Combustion de l'hydrogène

La seconde étape de validation du modèle est de simuler la même expérience que Lapsa et Dahm [2009], mais avec les dimensions caractéristiques du moteur testé, ainsi qu'avec l'hydrogène comme carburant. Cette simulation a pour but de vérifier les phénomènes observés dans l'expérience avec l'hydrogène à plus haute accélération centrifuge. En effet, en réduisant proportionnellement les dimensions de la chambre de combustion pour obtenir la hauteur voulue (figure 5.8), le rayon est de 2.2 cm, ce qui permet d'atteindre 186 000 g avec une vitesse de 200 m/s à l'entrée de la chambre de combustion. Le ratio d'équivalence utilisé est de 0.5, correspondant à une vitesse de flamme laminaire de 0.6 m/s [Warnatz *et al.*, 2006].

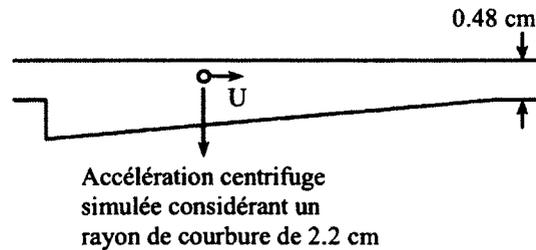


Figure 5.8 Dimensions de la chambre de combustion pour la validation avec l'hydrogène

Pour le cas d'une accélération nulle, la même tendance est observée. À basse vitesse, la longueur de la flamme par rapport à sa hauteur (L/H) augmente rapidement, tel que montré à la figure 5.9. À plus haute vitesse, le rapport L/H tend vers une asymptote où il augmente linéairement avec la vitesse. Pour les grandes vitesses, la variabilité s'explique par la difficulté à mesurer précisément la longueur de flamme puisque l'angle devient très faible, tel que montré à la figure 5.10 (b).

Dans le cas de l'accélération négative, le rapport L/H est constant sur toute la plage de vitesse simulée, soit de 5 à 200 m/s (figure 5.9). Par contre, quoique la distance nécessaire au front de flamme pour traverser le conduit est constante, la longueur pour que la combustion soit complète est de plus en plus importante à mesure que la vitesse est augmentée (figure 5.11). Il serait intéressant de reproduire l'expérience avec de l'hydrogène plutôt que du propane pour mesurer l'effet de l'accélération jusqu'à près de 200 000 g.

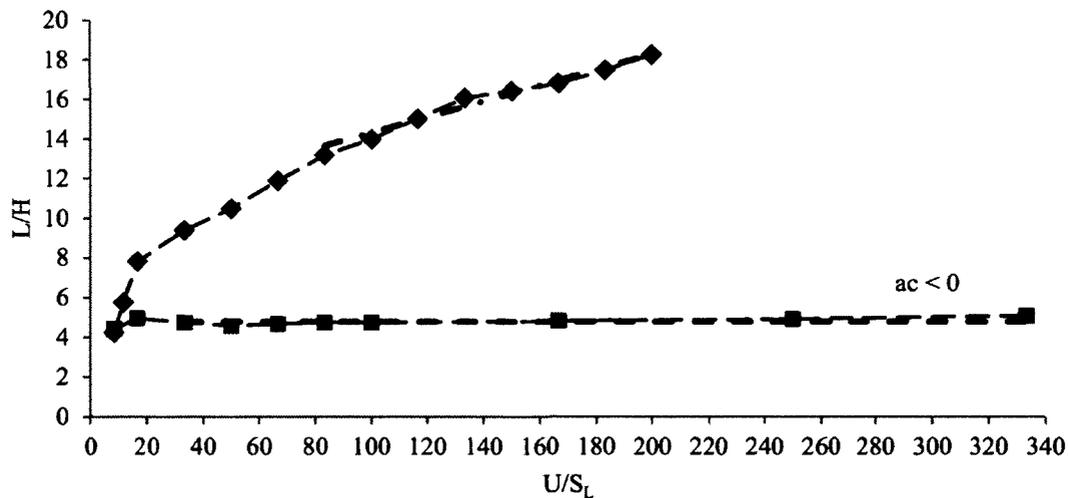


Figure 5.9 Longueur de flamme en fonction de la vitesse pour la combustion de l'hydrogène

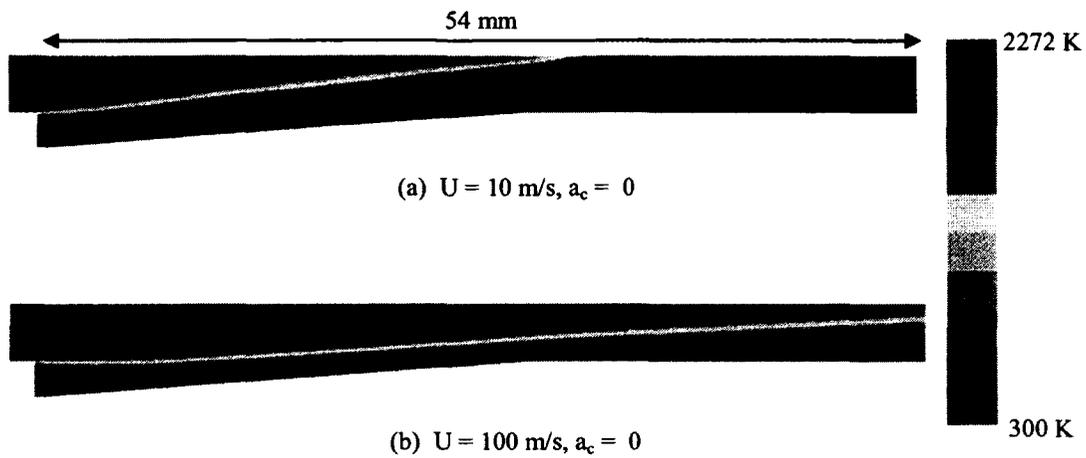


Figure 5.10 Distribution de température pour la combustion de l'hydrogène pour des vitesses de 10 et 100 m/s pour une accélération nulle

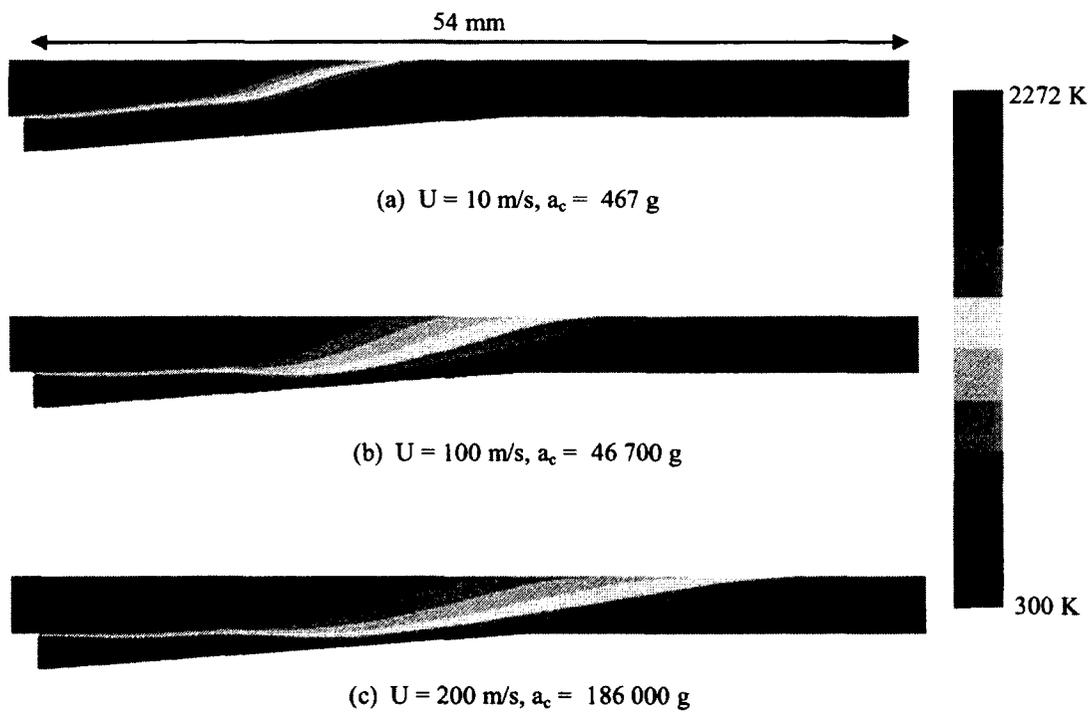


Figure 5.11 Distribution de température pour la combustion de l'hydrogène pour des vitesses de 10, 100 et 200 m/s avec des accélérations de 467, 46 700 et 186 000 g

5.4 Simulations des conditions d'opération

Bien que les conditions dans le moteur en opération dépassent nettement les accélérations présentées précédemment, ces conditions sont tout de même utilisées pour valider numériquement que le R4E soit en mesure d'offrir une bonne efficacité de combustion malgré l'accélération extrême. Le tableau 5.2 présente les conditions calculées à partir du modèle 1D dans la chambre de combustion au moment de l'allumage du moteur pour une plage de vitesse de rotation de 50 kRPM à 200 kRPM. L'accélération centrifuge dépasse 1 million de g et pourrait atteindre 3.75 millions de g pour la vitesse optimale de 1000 m/s, soit 353 kRPM. Le ratio d'équivalence utilisé est de 0.5, correspondant aux analyses de performances du modèle 1D.

Pour éviter la stabilisation de la flamme sur la paroi interne du moteur tel que présenté à la section 4.2.2, un stabilisateur de flamme est placé à l'intérieur également, tel que montré à la figure 5.12.

Tableau 5.2 Conditions de la chambre de combustion en fonction de la vitesse de rotation

Vitesse de rotation kRPM	Conditions à l'entrée de la chambre			Pression de sortie kPa	Accélération centrifuge x1000 g
	Vitesse m/s	Température K	Pression kPa		
50	53	322	105	105	67
75	73	333	108	108	153
100	87	350	110	110	280
125	105	371	117	116	440
150	125	388	123	122	634
175	141	428	150	149	869
200	151	465	183	181	1146

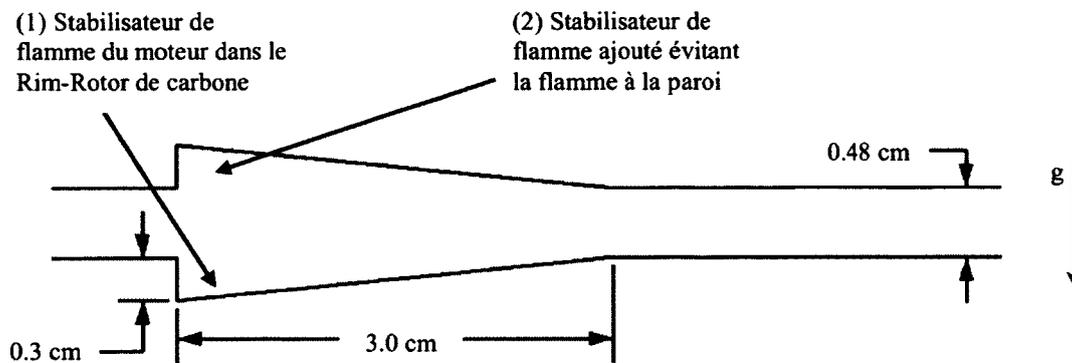


Figure 5.12 Dimensions de la chambre de combustion 2D du moteur avec un second stabilisateur de flamme

Les résultats des simulations montrent que la flamme se maintient dans les deux stabilisateurs de flamme (figure 5.13). La flamme se propage ensuite du stabilisateur situé dans le Rim-Rotor pour rejoindre la paroi interne du moteur. La flamme est en mesure de traverser toute la hauteur de la chambre de combustion jusqu'à la vitesse d'opération de 200 kRPM. Par contre, à mesure que la vitesse augmente, la flamme est de plus en plus étendue.

Quantitativement, la figure 5.14 montre que le rapport L/H augmente en fonction de la vitesse de rotation tandis que le modèle 1D prédit présenté à la section 4.2.2 estime une légère diminution du rapport L/H . Ce modèle dynamique simple est basé sur l'accélération d'une bulle de produits chauds qui flotte vers le centre du moteur sur les réactifs froids dus au champ centrifuge. La différence entre le modèle de flottaison et la simulation pourrait s'expliquer par le fait que le modèle de flottaison ne tient pas en compte de la viscosité. La différence de tendance pourrait également être expliquée par l'étendue de la flamme qui augmente significativement avec la vitesse de rotation. Quoique des investigations supplémentaires soient nécessaires pour bien comprendre le phénomène, les simulations montrent qu'une bonne efficacité de combustion pourrait être atteinte malgré l'accélération centrifuge dépassant 1 million de g .

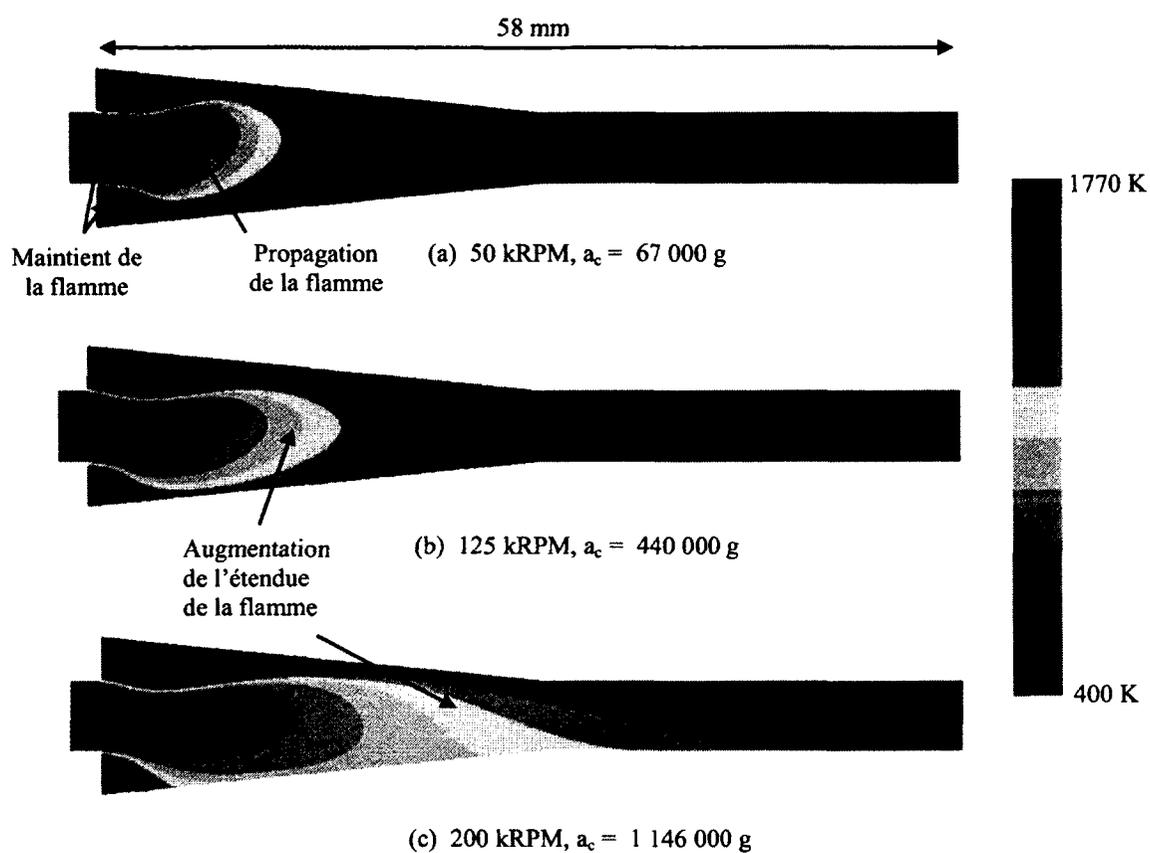


Figure 5.13 Distribution de température pour la combustion dans le moteur pour 50, 125 et 200 kRPM

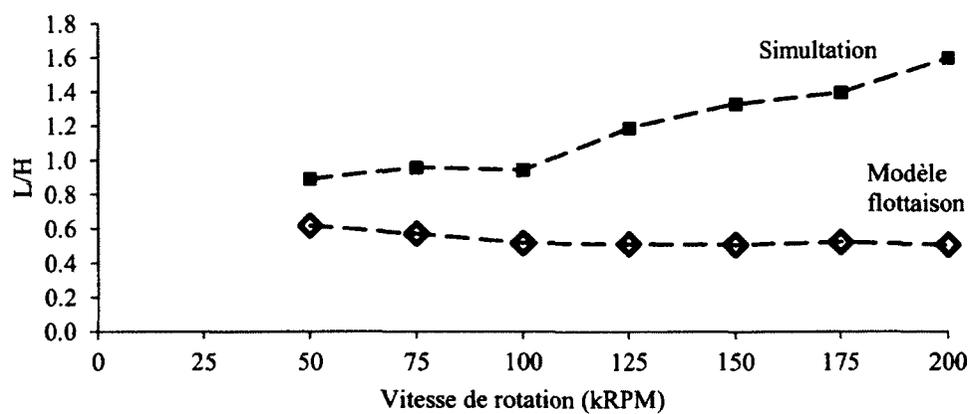


Figure 5.14 Comparaison de la longueur de flamme en fonction de la vitesse de rotation entre la simulation numérique et le modèle de flottaison simple sans facteur de correction

5.5 Validation expérimentale

Pour améliorer à la mauvaise efficacité de combustion du premier prototype présenté à la section 4.4.1, un second prototype a été fabriqué avec une nouvelle stratégie de stabilisation de la flamme montré à la figure 5.15 : (1) les stabilisateurs de flamme dans le haut de la chambre de combustion sont placés perpendiculairement à l'écoulement pour se rapprocher de la simulation 2D qui estime une excellente efficacité de combustion, (2) un stabilisateur de flamme dans le bas de la chambre de combustion assure la communication entre tous les propulseurs et (3) des stabilisateurs de flamme verticaux permet à la flamme de se propager du bas vers le haut pour allumer tous les stabilisateurs du haut. Ce second prototype a été testé avec le même montage expérimental que le premier (section 4.4.2).

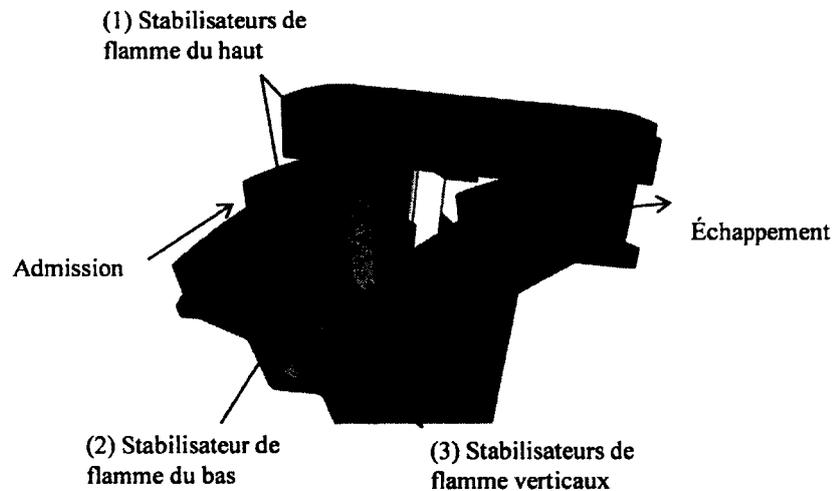


Figure 5.15 Configuration des stabilisateurs de flamme du second prototype pour améliorer l'efficacité de combustion

5.5.1 Efficacité de combustion

La combustion dans le prototype a été validée entre 50 et 117 kRPM, ce qui correspond à une accélération centrifuge jusqu'à 413 000 g. Pour ce faire, le moteur a été allumé à quatre vitesses différentes et a accéléré rapidement avant que l'apport d'hydrogène ne soit coupé ne pas faire fondre le prototype. Un exemple de la réponse du thermocouple placé à la sortie du moteur lors de l'allumage du moteur à 85 kRPM est montré à la figure 5.16. À partir de la

température à la sortie du moteur et du ratio d'équivalence, il est possible d'estimer la quantité d'hydrogène non-brûlé et donc l'efficacité de combustion. Une efficacité de combustion de 85 % est estimée pour des accélérations centrifuges jusqu'à 284 000 g, tel que montré dans le tableau 5.3. Pour le cas où le moteur est allumé à 101 kRPM, la température de sortie a atteint 1450 °C avant que le thermocouple ne fonde, correspondant à une efficacité de combustion estimée de plus de 60 % selon la température réellement atteinte.

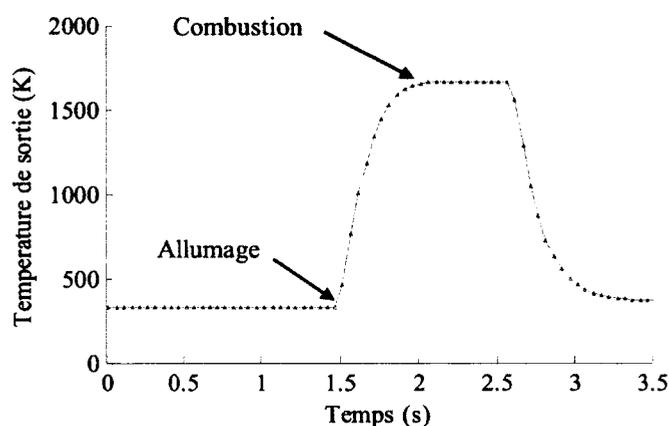


Figure 5.16 Température mesurée à la sortie du prototype en fonction du temps lors de l'accélération de 85 à 97 kRPM

Tableau 5.3 Température de sortie et efficacité de combustion pour des vitesses de rotation de 85 à 117 kRPM

Vitesse de rotation kRPM	Accélération centrifuge x1000g	Ratio d'équivalence	Température de sortie K	Efficacité de combustion %
85-97	218-284	0.6	1400	85
101-117	308-413	0.9	≥1450	≥60

5.5.2 Vitesse tangentielle en sortie

Un tube de pitot est placé pour mesurer la vitesse tangentielle dans le sens du rotor, soit une mesure de la trainée. Lors de la combustion de 85 à 117 kRPM, la valeur de la vitesse lue par le tube de pitot était nulle, ce qui signifie que les ailettes n'avaient plus de trainée ou qu'elles

produisaient de la poussée. En effet, comme le tube est placé pour mesurer la trainée, il ne peut pas mesurer la grandeur de la poussée. La figure 5.17 montre la vitesse tangentielle lue pour le cas où le moteur est allumé à 85 kRPM. Il est donc possible d'affirmer que les ailettes ont généré de la poussée nette, quoique la valeur exacte ne puisse pas être connue.

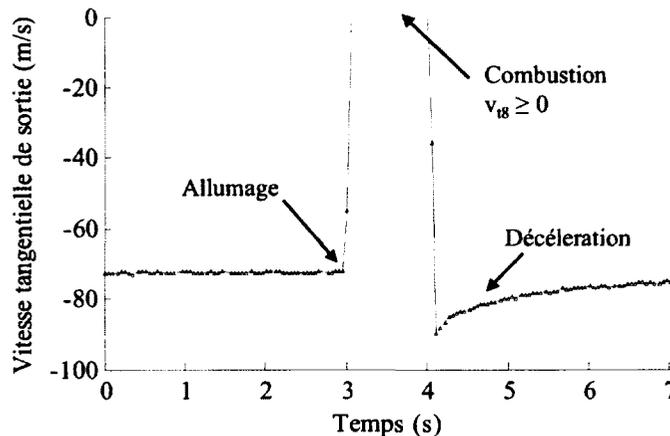


Figure 5.17 Vitesse tangentielle lue par le pitot à la sortie du moteur en fonction du temps lors de l'allumage de l'accélération du moteur de 85 à 117 kRPM

5.6 Conclusions

La modélisation numérique 2D incluant l'accélération centrifuge est mise en œuvre et validée avec la littérature jusqu'à 11,000 g. Le modèle est ensuite utilisé pour valider la propagation de flamme dans le moteur avec les conditions d'opérations du modèle 1D aérothermodynamique jusqu'à 200 kRPM (560 m/s tangential). Le modèle suggère que la longueur nécessaire à la propagation de la flamme est pratiquement constante avec l'augmentation de la vitesse grâce à l'augmentation simultanée de l'accélération centrifuge. Par contre, la flamme serait plus étendue avec l'augmentation de la vitesse. Selon le modèle, la combustion est tout de même complète jusqu'à 200 kRPM.

Une seconde version du R4E est conçue à partir des conclusions tirées du modèle. Les essais expérimentaux montrent une efficacité de combustion de 85 % pour une accélération centrifuge de 284,000 g, soit 25 fois plus que l'expérience de Lapsa et Dahm [2009]. Cette

efficacité de combustion a permis de produire une poussée nette, un important jalon dans le développement des moteurs rotatifs à statoréacteur.

Quoique les résultats sont encourageants, des investigations supplémentaires seraient nécessaires pour valider le modèle numérique expérimentalement à plus de 1,000,000 g. Pour ce faire, il serait intéressant de concevoir une géométrie de chambre de combustion qui permettrait de visualiser la propagation de la flamme en rotation.

CHAPITRE 6

CONCLUSIONS

Les résultats du modèle 1D généralisé mis à jour dans ce travail montre que le Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine (R4E) a le potentiel de doubler la densité de puissance des turbines à gaz avec une efficacité d'environ 21 %, en incluant tous les mécanismes de perte dominants. Le modèle 1D est également adapté pour prédire les performances du R4E en transsonique. Ce modèle est utilisé pour concevoir une première version transsonique du moteur de 6 cm de diamètre. Le moteur est testé sur un banc d'essai fabriqué spécialement pour cette application et permet d'étudier : (1) la friction aérodynamique du Rim-Rotor, (2) l'écoulement dans le moteur et (3) l'allumage du mélange. Une étude numérique ainsi qu'une seconde version expérimentale du R4E permet de démontrer : (4) une bonne efficacité de combustion dans le moteur, malgré le champ centrifuge extrême, et (5) une puissance nette des ailettes.

1. La friction aérodynamique est le principal mécanisme de perte. Il représente 2 kW pour le prototype de 6 cm de diamètre à une vitesse de 150 kRPM. Cette perte peut être réduite, voir rendue négligeable, en remplissant la cavité autour du Rim-Rotor d'un gaz plus léger, idéalement d'hydrogène. Ce concept est démontré expérimentalement en réduisant la trainée de 50 % avec un mélange 80-20 d'hélium-air.
2. L'écoulement dans le moteur sans combustion concorde bien avec le modèle 1D généralisé à l'exception du débit massique aspiré qui représente 70 % de la valeur estimé pour la première version du moteur. Cette différence semble être due à la couche limite qui est négligée dans le modèle. La trainée des ailettes concorde avec le modèle 1D lorsqu'il est calibré avec les valeurs expérimentales de débit massique.
3. L'allumage du mélange dans la chambre est démontré de façon répétable à 80 kRPM avec la première version.
4. La combustion dans le moteur est un élément critique puisque le champ centrifuge qui domine la propagation de la flamme peut dépasser un million de g alors que la limite testée expérimentalement dans la littérature est de 11 000 g. Un modèle numérique calibré sur les données de la littérature montre qu'une bonne efficacité de combustion

peut être obtenue en profitant de l'effet de « flottaison » des produits chauds vers le centre du moteur grâce à des stabilisateurs de flamme appuyés dans le Rim-Rotor. Une efficacité de combustion de 85 % est observée expérimentalement jusqu'à 284 000 g.

5. Une puissance nette des ailettes est observée de 85 à 117 kRPM lors de la combustion. Par contre, la valeur de cette puissance ne peut être calculée précisément à cause des limites des instruments de mesure utilisés.

L'objectif principal de démontrer expérimentalement la possibilité de générer une puissance nette avec un moteur rotatif à statoréacteur est donc partiellement atteint puisque la friction aérodynamique du Rim-Rotor n'est pas considérée dans le calcul de la puissance nette des ailettes. Toutefois, la démonstration d'une bonne efficacité de combustion dans un champ centrifuge de cette ampleur répond au principal point d'incertitude.

6.1 Travaux futurs

Dans le but de se rapprocher d'un produit commercial, le prochain jalon est de démontrer une puissance nette positive en incluant les pertes aérodynamiques. Pour augmenter le ratio de compression, la vitesse doit être augmentée. Une vitesse tangentielle de 700 m/s (Mach 2) permettrait de se rapprocher de l'optimum visé de 1000 m/s. La géométrie des propulseurs doit être adaptée à cette vitesse, incluant le démarrage de l'admission, idéalement par un moyen passif tel qu'une purge. Concernant la combustion, des validations expérimentales à des accélérations centrifuges plus élevés doivent être réalisées pour valider le modèle numérique. Ce modèle pourrait également être réalisé en 3D pour visualiser la propagation de la flamme complète dans la chambre de combustion. Finalement, la friction aérodynamique du Rim-Rotor doit être réduite. L'injection d'hydrogène dans la cavité entourant le moteur semble être la solution la plus prometteuse avec un potentiel de réduire la friction de 14 fois par rapport à l'air. Ces modélisations et expérimentations proposés couplés à l'amélioration de la structure pour résister à la température de combustion devraient permettre d'atteindre une puissance nette du moteur positive.

LISTE DES RÉFÉRENCES

- ANSYS (2010). *FLUENT Theory guide* (Chapter 9: Premixed combustion and Chapter 10: Partially Premixed Combustion).
- Ballard Power Systems (2009). PEM Fuel Cell Product Portfolio. Dans, *Distributed Generation Product Specifications*. http://www.ballard.com/files/pdf/Spec_Sheets/PEM_FC_Product_Portfolio.pdf (page consultée le 7 juin 2011).
- Bloch, G. S., Copenhaver, W. W., et O'Brien, W. F. (1999). A Shock Loss Model for Supersonic Compressor Cascades, *Journal of Turbomachinery*, volume 121, numéro 1, p. 28-35.
- Brouillette, M., et Plante, J. S. (2008). Rotary ramjet engine, U.S. Patent 7,337,606.
- Bruckner, R. J. (2009). *Windage Power Loss in Gas Foil Bearings and the Rotor-Stator Clearance of High Speed Generators Operating in High Pressure Environments* (Conference Publication TM-2009-215826), NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, 8 p.
- Carpenter, P. J., et Radin, E. J. (1953). *Investigation of A Ramjet Powered Helicopter Rotor on the Langley Helicopter Test Tower* (Research Memorandum L53D02), NACA Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, VA, 33 p.
- Çengel, Y. A. (2006). *Heat and Mass Transfer: A Practical Approach*, 3^e édition, McGraw-Hill, New York, 928 p.
- Chen, M. H., Gao, L., Zhou, J. H., and Wang, M. (2002), Application of reaction sintering to the manufacturing of a spacecraft combustion chamber of SiC ceramics, *Journal of materials processing technology*, volume 129, numéro 1-3, p. 408–411.
- Chenevert, B. C., Kendrick, D. W., Trueblood, B., Tonouchi, J., Lawlor, S. P., et Steele, R. C. (2002). The development of the ramgen engine combustion system, dans *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2002*, volume. 1, American Society of Mechanical Engineers, Amsterdam, Netherlands, p. 491-500.
- Dahm, W. J. A. (2010). Rotary Ramjet Turbo-Generator, U.S. Patent 7,685,824.
- Dahm, W. J. A., Lapsa, A. P., et Hamlington, P. E. (2006). Inside-Out Rotary Ramjet Turbogenerator, dans *International Energy Conversion Engineering Conference*, volume. 2, American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego, CA, p. 1221-1235.
- Dejiang, J. Z. W. J. L. U. (2008). Design and Analysis of Micro Rotating Ramjet, *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, volume 11.

-
- Driscoll, J. F., Chen, R.-H., et Yoon, Y. (1992). Nitric Oxide Levels of Turbulent Jet Diffusion Flames: Effects of Residence Time and Damkohler Number, *Combustion and Flame*, volume 88, numéro 1, p. 37-49.
- Edmonds, R. G., Williams, J. T., Steele, R. C., Straub, D. L., Casleton, K. H., et Bining, A. (2008). Low NOx advanced vortex combustor, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, volume 130, numéro 3, p. 034502-1.
- Etemad, M. R., Pullen, K., Besant, C. B., et Baines, N. (1992). Evaluation of Windage Losses for High-Speed Disc Machinery, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, volume 206, numéro 3, p. 149-157.
- Ferguson, C. R., et Kirkpatrick, A. T. (2001). *Internal Combustion Engines: Applied Thermosciences*, 2^e édition, John Wiley & Sons, New York, 390 p.
- Fry, R. S. (2004). A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution, *Journal of Propulsion and Power*, volume 20, numéro 1, p. 27-58.
- Gallus, H. E., Broichhausen, K. D., et Bohn, D. (1979). Unsteady upstream effects in axial-flow supersonic compressor stages, dans *Gas Turbine Conference and Exhibit and Solar Energy Conference*, American Society of Mechanical Engineers, San Diego, CA, 8 p.
- General Electric Company (1969). *Heat and Fluid Flow Data Book*, Genium Publishing, New York, Sect. 408.
- Gerhart, P. M., Gross, R. J., et Hochstein, J. I. (1992). *Fundamentals of Fluid Mechanics*, 2^e édition, Addison-Wesley Pub. Co., New York, 1016 p.
- Gessow, A. (1950). *An Analysis of the Autorotative Performance of a Helicopter Powered by Rotor-Tip Jet Units* (Technical Note 2154), NACA Langley Aeronautical Laboratory, Langley Air Force Base, VA, 29 p.
- Grosvenor, A. D. (2007). RANS Prediction of Transonic Compressive Rotor Performance Near Stall, dans *ASME Turbo Expo*, volume 6 Part A, p. 279-293, American Society of Mechanical Engineers, Montreal, Canada.
- Grosvenor, A. D., Brown, P. M., et Lawlor, S. P. (2006). Design Methodology and Predicted Performance for a Supersonic Compressor Stage, dans *ASME Turbo Expo*, volume 6 Part A, p. 205-219, American Society of Mechanical Engineers, Barcelona, Spain.
- Grosvenor, A. D., Taylor, D. A., Bucher, J. R., Aarnio, M. J., Brown, P. M., Draper, R. D., et Lawlor, S. P. (2008). Measured and predicted performance of a high pressure Ratio Supersonic Compressor Rotor, dans *ASME Turbo Expo*, volume 6, p. 89-100, American Society of Mechanical Engineers, Berlin, Germany.

-
- Hartfield, R. J., Jenkins, R. M., et Burkhalter, J. E. (2007). Ramjet Powered Missile Design using a Genetic Algorithm, *Transactions of the ASME. Journal of Computing and Information Science in Engineering*, volume 7, numéro 2, p. 167-173.
- Haslam-Jones, T. F. (1984). Application of a throughflow analysis method to axial compressors with some transonic blade rows, dans *Computational Methods in Turbomachinery*, Institute of Mechanical Engineers, Birmingham, England, p. 19-24.
- Henry, J. R., et Bennett, J. B. (1951). *Method for Calculation of Ram-Jet Performance* (Technical Note 2357), NACA Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, VA, 97 p.
- Hill, P. G., et Peterson, C. R. (1992). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2^e édition, Addison-Wesley Publishing Co., New York, 764 p.
- Jimenez, O., McClain, J., Edwards, B., Parthasarathy, V., Bagheri, H., et Bolander, G. (1998). Ceramic Stationary Gas Turbine Development Program - Design and Test of a Ceramic Turbine Blade, dans *Proceedings of the International Gas Turbine & Aeroengine*, American Society of Mechanical Engineers, Stockholm, Sweden, 9 p.
- John, J. E. A., et Keith, T. G. (2006). *Gas dynamics*, Pearson Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 696 p.
- Kendrick, D. W., Chenevert, B. C., Trueblood, B., Tonouchi, J., Lawlor, S. P., et Steele, R. (2003). Combustion System Development for the Ramgen Engine, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, volume 125, numéro 4, p. 885-894.
- Klapproth, J. F. (1950). *Approximate Relative Total Pressure Losses of an Infinite Cascade of Supersonic Blades with Finite Leading Edge Thickness* (Research Memorandum E9L21), NACA Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 10 p.
- Kobayashi, H., Tamura, T., Maruta, K., Niioka, T., et Williams, F. A. (1996). Burning velocity of turbulent premixed flames in a high-pressure environment, dans *Proceedings of the 26th International Symposium on Combustion*, volume 1, Combustion Inst, Napoli, Italy, p. 389-396.
- Lapsa, A. P., et Dahm, W. J. A. (2009). Hyperacceleration Effects on Turbulent Combustion in Premixed Step-Stabilized Flames, *Proceedings of the Combustion Institute*, volume 32, numéro 2, p. 1731-1738.
- Lawlor, S. P. (2003). Apparatus for power generation with low drag rotor and ramjet assembly, U.S. Patent 6,510,683.
- Lawlor, S. P., Novaresi, M. A., et Cornelius, C. C. (2005). Gas turbine power plant with supersonic gas compressor, U.S. Patent App. 11/102,937.
- Lawlor, S. P., Novaresi, M. A., et Cornelius, C. C. (2008). Supersonic compressor, U.S. Patent 7,334,990.

- Lawlor, S. P. (2002). Ramjet engine power generation, U.S. Patent 6,446,425.
- Lawlor, S. P., et Baldwin, P. (2005). Conceptual design of a supersonic CO₂ compressor, dans *ASME Turbo Expo 2005 - Gas Turbine Technology: Focus for the Future*, volume 4, American Society of Mechanical Engineers, Reno-Tahoe, NV, p. 309-316.
- Lawlor, S. P., Steele, R. C., et Baldwin, P. (2007). Advanced supersonic component engine for military applications, dans *2007 ASME Turbo Expo*, volume 1, American Society of Mechanical Engineers, Montréal, Québec., Canada, p. 913-920.
- Lewis, G. D. (1973). Centrifugal-Force Effects on Combustion, dans *Symposium (International) on Combustion*, volume 14, the Combustion Institute, Pittsburgh, PA, p. 413-419.
- Lichtfuss, H. J., et Starken, H. (1974). Supersonic Cascade Flow, *Progress in Aerospace Sciences*, volume 15, p. 37-149.
- McRae, G. J., et Suri, R. (2009). CO₂ Compression for Capture-Enabled Power Systems, Mémoire de maîtrise, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 185 p.
- Moeckel, W. E. (1949). *Approximate Method for Predicting Form and Location of Detached Shock Waves Ahead of Plane or Axially Symmetric Bodies* (Technical Note 1921), NACA Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, OH, 34 p.
- Picard, M., Rancourt, D., and Plante, J.-S. (n.d.), A High Power Density Rim-Rotor-Rotary Ramjet Engine: Part 2 – One-Dimensional Aerothermodynamic Flow Design and Experimental Validation, *soumis au AIAA Journal of Propulsion and Power*.
- Plante, J.-S. (2001). *Conception Préliminaire D'un Moteur Rotatif Continu à Combustion Induite Par Onde De Choc*, Mémoire de maîtrise, Université de Sherbrooke, Sherbrooke, Québec, Canada, 202 p.
- Price, J. R., Jimenez, O., Faulder, L., Edwards, B., et Parthasarathy, V. (1999). Ceramic Stationary Gas Turbine Development Program—Fifth Annual Summary, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, volume 121, p. 586-592.
- Ramgen Power System (2001). *Development and Testing of a Pre-Prototype Mach 2 Ramgen Engine Final Report* (Award Number DE-FC26-00NT40915), Department of Energy, Bellevue, WA, 80 p.
- Rancourt, D., Picard, M., Denninger, M., Plante, J.-S., Chen, J., et Yousefpour, A. A High Power Density Rim-Rotor-Rotary Ramjet Engine: Part 1 – Structural Design and Experimental Validation, *soumis au AIAA Journal of Propulsion and Power*.
- Rolls-Royce (2009). RR500 turboshaft. Dans *Rolls-Royce Small Helicopter Products Specifications*. http://www.rolls-royce.com/Images/RR500_Turboshaft_tcm92-11242.pdf (page consultée le 7 juin 2011).

-
- Saint-Raymond, M., Kasarda, M. E. F., et Allaire, P. E. (2008). Windage Power Loss Modeling of a Smooth Rotor Supported by Homopolar Active Magnetic Bearings, *Journal of Tribology*, volume 130, numéro 2, p. 021101-1.
- Shapiro, A. H. (1953). *The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow*, Ronald Press Co, New York, 1185 p.
- U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration (2007), *Pratt & Whitney Canada PT6A Certification* (Type Certificate Data Sheet E26NE), 9 p.
- Warnatz, J., Maas, U., et Dibble, R. W. (2006). *Combustion: physical and chemical fundamentals, modeling and simulation, experiments, pollutant formation*, 4^e édition, Springer, New York, NY, 318 p.
- Zimont, V., Polifke, W., Bettelini, M., et Weisenstein, W. (1998). An Efficient Computational Model for Premixed Turbulent Combustion at High Reynolds Numbers Based on a Turbulent Flame Speed Closure, *Journal of Engineering for Gas Turbines Power*, volume 120, numéro 3, p. 526–532.