

## PROPOSITION DE SUJET DE THESE

**Intitulé :** Etude expérimentale et numérique d'une maquette de moteur à détonation rotative alimentée en fluide cryogénique

Référence : **Domaine-Département-Année-Numéro d'ordre**  
**MFE-DMPE-2026-14**

**Début de la thèse :** octobre 2026

**Date limite de candidature :** Mars-avril 2026

### Mots clés

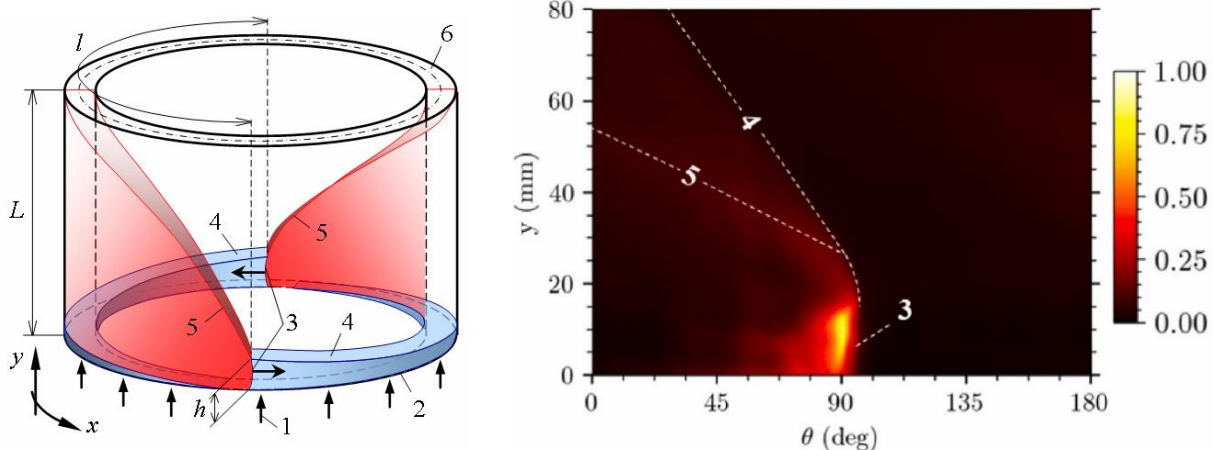
Rotating Detonation Engine, Liquid oxygen

### Profil et compétences recherchées

Grande école ou université avec une spécialité en énergétique, simulation numérique ou propulsion.

### Présentation du projet doctoral, contexte et objectif

L'utilisation de la détonation comme processus de combustion pour des applications propulsives suscite un intérêt international. Parmi les différents modes de propulsion par détonation, on s'intéresse à la détonation rotative pour la propulsion spatiale. La chambre d'un moteur à détonation rotative (RDE) est représentée en Figure 1 par un canal annulaire dans lequel on injecte des ergols (combustible et oxydant) (1). Les ergols se mélangent près du fond de la chambre (2) en formant une couche de mélange frais dans laquelle une onde de détonation peut se propager. Après l'initiation, une ou plusieurs ondes de détonation (3) s'installent dans la chambre en se propageant dans le sens azimutal. La couche de mélange (4) consommée par la combustion est restaurée durant la période entre les passages des détonations successives grâce à l'injection continue. Les ondes de détonation entraînent des chocs obliques (5) dans les produits de combustion se détendant vers la sortie de la chambre (6). Par rapport au cycle conventionnel d'une combustion à pression constante, le gain de rendement thermique est obtenu par le fait que les processus de pressurisation et combustion, conventionnellement séparée, sont ici réalisés à travers l'onde de détonation dans un temps caractéristiques considérablement plus courts. Ainsi, à l'échelle du système, une chambre de combustion à détonation rotative autorise un allègement et une simplification significative.



**Figure 1 :** Gauche : schéma de principe d'un moteur à détonation rotative [1]. Droite : visualisation par chimiluminescence de la détonation dans un RDE alimenté en  $O_2/CH_4$  gazeux [2].

Bien que leur conceptualisation date des années 1960 [3,4], la technologie des RDE n'a pas encore suffisamment mûri au point d'être employée de manière opérationnelle. En outre, des disparités existent sur le niveau de maturité en fonction des nations. Si les États-Unis, le Japon ou la Pologne ont réalisé des démonstrations en vols, la France, qui a initié ces recherches en Europe au début des années 2000 à l'Institut Pprime (CNRS), a, depuis, accumulé un certain retard sur le développement de cette technologie. L'ONERA a, pour sa part, développé une expertise dans la simulation numérique du fonctionnement de chambres de combustion de type RDE. Par l'intermédiaire d'une collaboration avec MBDA, l'ONERA mène depuis récemment des expérimentations, sur le banc MASCOTTE, d'une chambre à détonation rotative initialement réalisée et expérimentée par MBDA [5]. En s'inspirant du parcours pris pour le développement de cette

technologie aux États-Unis, c'est-à-dire, d'un concept qui a d'abord muri auprès d'universités (Michigan, Purdue), puis auprès d'agences gouvernementales (US AirForce, NASA), pour être aujourd'hui au stade de développement dans l'industrie (General Electrics, Pratt&Whitney, Venus Aerospace), il est naturel, compte tenu du positionnement de l'ONERA, que l'office accompagne la maturation expérimentale de la technologie RDE en France.

Les seules démonstrations expérimentales de RDE en France, auprès de l'Institut Pprime [2] ou de MBDA [5], ont à ce jour uniquement été réalisées avec des réactifs gazeux. Pour pouvoir progresser dans la technologie des RDE, il apparaît essentiel d'étudier des RDE alimentés en ergols liquides. Or, une des capacités uniques en France dont dispose le banc Mascotte réside dans sa capacité à fournir de l'oxygène liquide (LOX) à des débits de l'ordre de la centaine de grammes par seconde. L'étude des RDE alimentés en LOX est aujourd'hui peu couverte par la littérature scientifique notamment à cause des difficultés expérimentales associées à l'usage de fluides cryogéniques. Ainsi, l'objectif de la thèse est d'étudier l'amorçage, la stabilisation, et de manière générale, le fonctionnement d'une chambre de combustion à détonation rotative alimentée en LOX et par un combustible gazeux ( $H_2$  ou  $CH_4$ ). En parallèle, il s'agira de réaliser des simulations numériques du fonctionnement de la chambre et ainsi de bénéficier de l'expertise accumulée à l'ONERA sur cette thématique.

La démarche envisagée consistera à concevoir un injecteur adapté à l'alimentation en LOX du moteur, d'étudier expérimentalement ses caractéristiques dans une chambre de combustion conventionnelle, puis de réaliser une plaque d'injection reprenant cet élément d'injection. Celle-ci sera ensuite expérimentée sur une maquette de chambre RDE en faisant varier plusieurs paramètres comme la richesse, le débit des ergols ou encore la restriction de la chambre, et donc la pression moyenne de combustion. Il s'agira de caractériser le régime de fonctionnement du RDE dans différentes conditions en utilisant différents types d'instrumentation.

Des simulations numériques avec le code CEDRE de l'ONERA seront menées en parallèle avec l'étude expérimentale. Il sera premièrement nécessaire de mettre au point l'approche numérique pour simuler l'écoulement diphasique injecté dans la chambre, de l'appliquer à la conception de l'injecteur, puis de la valider à partir des résultats expérimentaux. Des simulations de quelques cas sélectionnés seront réalisés à l'issue des essais avec la maquette RDE. Les résultats expérimentaux et numériques seront conjointement analysés pour étudier en détail les phénomènes physiques mis en jeu et contrôlant les performances du RDE.

Cette thèse permettra au doctorant d'aborder différentes problématiques et d'apprendre des méthodes numériques et expérimentales dans les domaines de la dynamique des fluides, de la combustion et de la détonation. Il pourra établir des contacts pour la suite de sa carrière grâce aux échanges avec des acteurs scientifiques, industriels et étatiques. Les résultats de la thèse seront présentés à des congrès internationaux et dans des articles scientifiques.

[1] : Gaillard, T., Davidenko, D., & Dupoirieux, F. (2017). Numerical simulation of a rotating detonation with a realistic injector designed for separate supply of gaseous hydrogen and oxygen. *Acta Astronautica*, 141, 64-78.

[2] : Hellard, P., Gaillard, T., Davidenko, D., Berterretche, P., Zitoun, R., & Vidal, P. (2024). Quasi-CJ rotating detonation with partially premixed methane-oxygen injection: Numerical simulation and experimental validation. *Applications in Energy and Combustion Science*, 19, 100278.

[3] : Nicholls, J. A., & Cullen, R. E. (1964). The feasibility of a rotating detonation wave rocket motor (No.AFRPLTDR64113).

[4] : Voitsekhovskii, B. V. (1960). Stationary spin detonation. *Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 3(6), 157-164.

[5] : Le Naour, B., Falempin, F., & Miquel, F. (2011), Recent experimental results obtained on Continuous Detonation Wave Engine, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.

### Collaborations envisagées

MBDA France

#### Laboratoire d'accueil à l'ONERA

Département : Multi-Physique pour l'Energétique

Lieu (centre ONERA) : CP

**Contact** : Stéphane Boulal

Tél. : 86091

Email : [stephane.boulal@onera.fr](mailto:stephane.boulal@onera.fr)

#### Directeur de thèse

Nom : Pierre Vidal

Laboratoire : Institut Pprime CNRS, ISAE-ENSMA

Tél. : 05 49 49 81 74

Email : [pierre.vidal@ensma.fr](mailto:pierre.vidal@ensma.fr)

Pour plus d'informations : <https://www.onera.fr/rejoindre-onera/la-formation-par-la-recherche>