

Utilisation d'une approche eulérienne basée sur les équations différentielles stochastiques de résolution des équations PDF pour la modélisation de l'allumage d'une chambre de combustion cryotechnique.

Mathieu OURLIAC (DEFA)

Directeur de thèse : Mikhael Gorokhovski (CORIA)
Encadrants ONERA : Vladimir Sabel'nikov et Gérard Ordonneau

L'allumage d'ergols injectés dans une chambre de combustion de moteur fusée, puis la propagation de la flamme et sa stabilisation sont des paramètres importants pour la définition des moteurs fusée de tous types, surtout lorsqu'un moteur doit être rallumé plusieurs fois lors d'une même mission. Un allumage fiable doit être garanti et la stabilisation de la flamme de diffusion turbulente doit pouvoir se faire sans surpression ni soufflage. Récemment une chambre de combustion mono-élément fonctionnant à l'hydrogène et oxygène gazeux allumée par focalisation d'un faisceau laser a été définie et testée au DLR afin de servir de cas test. L'enregistrement à l'aide d'une caméra rapide de l'émission spontanée de la molécule OH permet de suivre l'interaction entre la turbulence et la chimie qui joue un rôle primordial lors de l'allumage.

La modélisation de cette interaction chimie/turbulence nécessite une connaissance détaillée des statistiques des grandeurs thermochimiques mises en jeu. Les fonctions de densité de probabilité (PDF) apparaissent donc comme un outil privilégié pour l'étude et la simulation numérique des phénomènes d'allumage.

Deux avantages se détachent dans l'utilisation des méthodes PDF. D'une part, certains termes non fermés des équations RANS y sont traités sous forme exacte. D'autre part, les PDFs contiennent une information statistique détaillée, supérieure à celle des méthodes RANS.

Ces deux qualités attrayantes sont néanmoins contrebalancées par deux difficultés. La première concerne l'influence du mélange moléculaire des scalaires (espèces, enthalpie,...) qui n'apparaît pas sous forme exacte et doit être modélisé, c'est le terme de micro mélange. La seconde est liée au grand nombre de dimensions mis en jeu dans les équations des PDF. Il devient dès lors impossible d'utiliser les méthodes classiques comme les différences finies pour les résoudre, car leur effort de calcul augmente exponentiellement avec le nombre de dimension. On a alors recours à des méthodes de Monte-Carlo dont l'effort de calcul augmente linéairement avec le nombre de dimensions.

Jusqu'à présent les équations PDF ont été résolues à l'aide d'approches lagrangiennes, lesquelles consistent à faire évoluer des particules notionnelles dans l'espace physique et dans l'espace des phases selon des équations différentielles stochastiques données (SDE). L'efficacité de cette méthode a été démontrée sur de nombreuses configurations. Néanmoins, quelques défauts ont également été mis à jour. En particulier, l'erreur statistique n'est pas toujours contrôlée avec précision car elle dépend de la répartition des particules sur le domaine physique. De plus il est nécessaire, pour des raisons d'efficacité numérique, de coupler ces méthodes lagrangiennes à un solveur RANS classique ; ce qui donne lieu à des outils lourds.

Olivier Soulard a développé dans sa thèse une nouvelle méthode basée sur la résolution des champs eulérien stochastiques. Cette méthode est basée sur l'interprétation des équations différentielles stochastiques de la méthode lagrangienne comme étant le système d'équations caractéristiques d'une équation aux dérivées partielles hyperbolique stochastique (SPDE).

Dans un premier temps, ce travail de thèse a pour but d'introduire cette résolution des SPDES dans le code CEDRE, par le création d'un nouveau solveur CHARME qui en plus de faire un calcul RANS classique, résout *neq* réalisations. Chaque réalisation est composée d'un champ de température et d'un champ de concentration d'espèces. L'intérêt majeur est d'obtenir un calcul exact des termes source chimiques pour

chaque espèce et ainsi une meilleure modélisation de l'allumage. Les performances du traitement de la convection stochastique seront examinées. En outre, les possibilités d'utilisation du modèle basé sur les SPDES seront explorées par une confrontation critique entre les résultats des simulations et ceux issus de l'expérience du DLR.

Dans une deuxième phase, le développement de la poche de plasma et son interaction avec la couche de mélange seront étudiés.

Références bibliographiques :

- [1] V. Sabel'nikov, O. Soulard, *Rapidly decorrelating velocity field model as a tool for solving Fokker-Planck PDF equations of turbulent reactive scalars*, 2004.
- [2] L. Valino, *A field Monte Carlo formulation for calculating the probability density function of a single scalar in turbulent flow*, Flow, Turbulence and combustion, Vol. 60, pp. 157-172, 1998.
- [3] S.B. Pope, *PDF methods for turbulent reactive flows*, Prog. Energy Combust. Sci., Vol. 11, pp. 119-192, 1985.
- [4] C.W. Gardiner, *Handbook of stochastic methods*, Springer, second edition, 1985.
- [5] D. Dutoya, B. Courbet, *Développement du solveur NSH dans le cadre du projet MSDH*, Rapport technique, ONERA/DSNA, 1999.

Linéarisations du flux visqueux des équations de Navier-Stokes et de modèles de turbulence pour l'optimisation aérodynamique en turbomachines.

Chi-Tuân PHAM (DSNA)

Directeur de thèse : Alain Lerat (ENSAM/SINUMEF)
Encadrant ONERA : Jacques Peter (DSNA)

L'optimisation de formes en aérodynamique consiste à chercher, parmi un ensemble de formes aérodynamiques paramétrées, celle optimisant une fonction objectif tout en satisfaisant un ensemble de contraintes. Les enjeux économiques et industriels de certains problèmes d'optimisation sont considérables. On peut songer notamment à la réduction de la traînée d'une aile, sous des contraintes relatives à la portance, aux moments et à la géométrie dans le domaine de l'aérodynamique externe, à l'augmentation du rendement isentropique d'un ou de plusieurs étages de compresseur ou de turbine dans le domaine de l'aérodynamique interne. Le principe de la plus importante famille d'algorithmes d'optimisation - les algorithmes de descente - consiste à calculer une suite de paramètres de forme s'approchant du paramètre optimal à partir du gradient des fonctions objectif et contraintes par rapport aux paramètres de forme.

Depuis une vingtaine d'années, plusieurs familles de méthodes ont été mises en œuvre afin de calculer ces gradients sans réaliser autant de simulations d'écoulements stationnaires qu'il y a de paramètres de forme. Ainsi, la méthode de l'équation adjointe continue et les deux méthodes discrètes (méthode de l'équation linéarisée et méthode de l'équation adjointe discrète) ne requièrent qu'un seul calcul d'écoulement et la résolution de systèmes linéaires (moins coûteux). De manière générale, lorsque le nombre de paramètres de forme est supérieur au nombre de contraintes - comme c'est généralement le cas pour les simulations en aéronautique - les méthodes adjointes sont plus efficaces que la méthode de l'équation linéarisée.

Pour l'optimisation de formes associée à la résolution des équations d'Euler, la littérature souligne la nécessité de linéariser de manière exacte le résidu explicite - notamment les conditions de paroi - pour la résolution de l'équation de la méthode d'optimisation - adjointe ou linéarisée. Pour l'extension aux écoulements régis par les équations de Navier-Stokes moyennées (RANS), la linéarisation du flux visqueux et le cas échéant du modèle de turbulence fait débat [1-2].

L'objectif de la thèse est de contribuer à la compréhension et au développement de la méthode adjointe discrète pour l'optimisation de formes dans le domaine des turbomachines, à l'aide de la modélisation RANS, modélisation couramment utilisée chez Snecma Moteurs, et donc d'étudier la pertinence et le niveau de précision exigible des linéarisations des flux visqueux des équations de Navier-Stokes et de plusieurs modèles de turbulence.

Les premiers résultats ont été validés sur des configurations d'aérodynamique externe (profil bidimensionnel NACA64A212 et aile ONERA M6). La linéarisation du flux visqueux des équations de Navier-Stokes a été entreprise pour les méthodes de l'équation linéarisée et adjointe discrète. Elle donne des résultats quasi identiques (sensibilité des grandeurs du champ aérodynamique et gradients de fonctions aérodynamiques objectifs par rapport à un paramètre de forme) à la linéarisation du flux visqueux discrétisé avec une hypothèse simplificatrice dite de « couche mince ». En outre, elle est en accord avec les résultats de référence sur les mêmes grandeurs obtenus par la méthode classique des différences finies en faisant converger des écoulements stationnaires autour de formes déformées. Par la suite, la linéarisation du modèle de turbulence de Michel *et al.* a été entreprise. Pour le moment, elle donne des résultats encourageants mais pas encore tout à fait satisfaisants.

Pour la suite, il est prévu d'entreprendre la linéarisation du modèle de turbulence à deux équations de transport $k-\varepsilon$ de Launder-Sharma. Enfin, tous ces développements sont destinés à être validés sur des configurations de turbomachines.

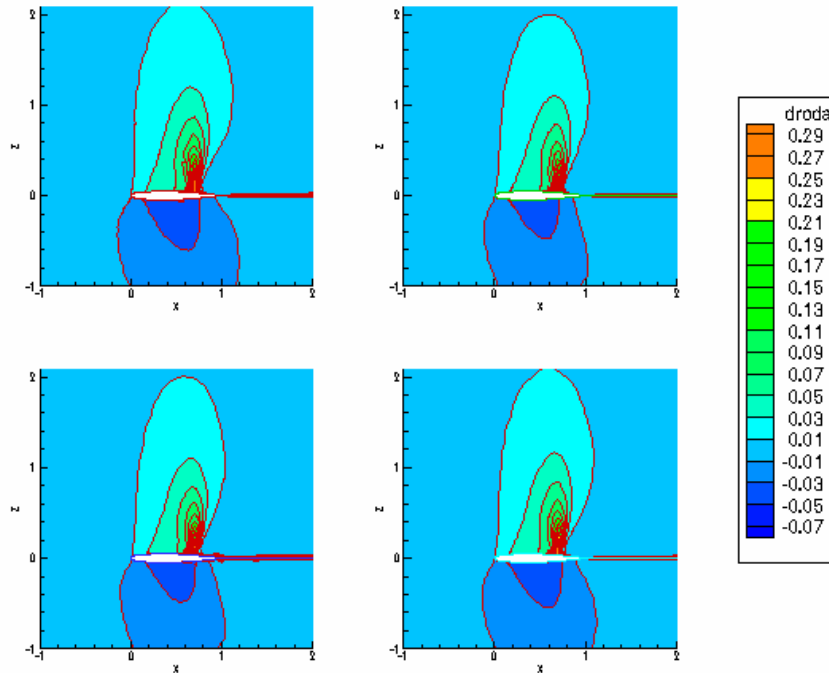


Figure 1 : Lignes iso-dérivées de la masse volumique par rapport au paramètre de forme (vrillage angulaire entre l'emplanture et le saumon autour du bord d'attaque) sur une aile ONERA M6, écoulement de fluide visqueux ($M = 0.836$, $\alpha = 3.06^\circ$, $Re = 1.47 \times 10^6$). Modèle de turbulence de Michel et al. Flux de Roe approche MUSCL avec limiteur de Van Albada.

En haut à gauche : calcul de référence par différences finies ;

en haut à droite : linéarisation du flux visqueux avec approximation « couche mince » à μ figé ;

en bas à gauche : linéarisation du flux visqueux sans approximation « couche mince » à μ figé ;

en bas à droite : linéarisation du flux visqueux avec approximation « couche mince » et du modèle de turbulence.

Références bibliographiques :

- [1] Nielsen E.J., Anderson W.K.,
Aerodynamic Design Optimization on Unstructured Meshes Using the Navier-Stokes Equations,
AIAA Paper 98-4809, September 1998.
- [2] Kim C.S., Kim C., Rho O.H.,
Sensitivity Analysis for the Navier-Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Models,
AIAA Journal, vol. 39, no.2, May 2001, pp. 838-845.

Étude de la combustion monophasique dans le 'Statoréacteur de Recherche'.

Sébastien REICHSTADT (DEFA)

Directeur de thèse : Pascal Bruel (Univ. Pau/LMA)

Encadrants ONERA : Daniel Gaffié, Arnaud Ristori et Vladimir Sabel'nikov (DEFA)

L'ONERA s'est toujours intéressé à la propulsion par statoréacteur depuis sa création en 1946. Dès 1988, un intérêt renouvelé s'est manifesté avec des études visant à préparer un successeur au missile ASMP. C'est dans cet esprit de compréhension des phénomènes dans les chambres de combustion de statoréacteurs à combustion subsonique qu'a été initié le programme 'Statoréacteur de Recherche' [1].

Les travaux expérimentaux menés à l'extérieur sur les statoréacteurs génériques (combustion subsonique) sont pratiquement tous peu réalistes. L'intérêt de notre expérience réside dans le fait qu'elle est représentative du fonctionnement d'une chambre de combustion de statoréacteur en terme de géométrie et de conditions de fonctionnement. D'autre part, sa conception autorise une forte instrumentation (mesures optiques telles que LDV, PIV, PLIF, PDA ; mesures intrusives par sondage ; prélèvement et analyse des gaz CO₂, CO, HC et NO_x ; ...). Notre but, au travers d'une expérience globale de validation des codes de simulation numérique, est de prédire avec suffisamment de précision les performances globales en fonctionnement stationnaire d'une chambre de combustion de statoréacteur et statofusée, à savoir le rendement de combustion, les pertes de charge, les limites de stabilité, tout élément dont la connaissance est nécessaire pour établir des modèles de propulsion fiables.

La première année de thèse s'est donc articulée suivant deux axes principaux.

D'une part le volet expérimental, le travail a consisté à participer aux campagnes d'essais en cours en réalisant une interface de gestion de la base de données d'essais sous Microsoft Access® . En effet, de nombreuses expérimentations ont permis d'accumuler des données riches et variées (images, fichiers de mesures, vidéos,...). Leur stockage n'était jusqu'alors que peu structuré et optimisé pour une recherche effectuée par une personne non initiée (numéricien par exemple). Cette base de données évolutive nous permet d'effectuer des recherches multi-critères mais aussi d'insérer et d'extraire de nouvelles données issues des tous derniers essais réalisés. Nous assurons ainsi la pérennité de nos résultats. A terme, mes résultats numériques seront inclus dans une base de données de ce type.

Sur la maquette permettant l'étude du mélange, les essais réalisés en coopération DEFA/DMAE en juin 2004 relatifs au mélange air / CO₂ ont permis de caractériser l'écoulement de manière plus fine principalement dans la zone du dôme (proche des injecteurs). La majeure partie du CO₂ est déviée de sa trajectoire initiale pour passer dans une zone délimitée par la manche à air et la paroi latérale. Le mélange reste tout de même imparfait, la richesse restant plus élevée au niveau des parois. Enfin, l'écoulement hélicoïdal est responsable du déplacement des zones riches en CO₂ de la paroi latérale à la paroi faisant face à la manche à air.

Concernant le volet numérique, cette première année de thèse a été surtout l'occasion de mettre en évidence les problèmes typiques liés à ce type de géométrie avec une modélisation de type classique RANS en analysant l'impact du modèle de turbulence utilisé avec les codes MSD et CEDRE (deux équations de transport type k- ϵ , k-L avec ou sans corrections [2]) mais aussi du maillage (structurés, non-structurés) et de son raffinement. Ces divergences sont particulièrement criantes dans la zone du dôme où les structures tourbillonnaires sont très nombreuses. Ces études ont confirmé les résultats des études antérieures. De forts écarts sont à noter au niveau de la richesse locale (d'un facteur 4 dans la zone proche de l'injecteur) et dans une moindre mesure des niveaux de vitesse (20 % à 30 % dans les zones de recirculations). Au niveau des fluctuations prédites par le code dans la maquette en combustion, les fluctuations U' et V' sont du même ordre que l'expérience, mais avec des profils différents. La fluctuation croisée U'V' est sous-estimée par le calcul.

Dans la suite de la thèse, nous nous attardons particulièrement sur la zone du dôme car celle-ci a un rôle très important pour l'alimentation en carburant du fût et donc du moteur. De plus, les tourbillons se développant latéralement aux entrées d'air permettent de stabiliser la flamme. La modélisation de ces structures est primordiale pour espérer prédire à terme l'extinction pauvre du moteur avec précision.

Les statoréacteurs et plus particulièrement ceux à combustion subsonique sont maintenant dans une phase de maturité et sont délaissés au profit de configurations novatrices (tant sur le plan expérimental que numérique) telles que les P.D.E, les super-statoréacteurs et les micro-chambres de combustion. Les publications dans le monde entier, mais aussi à l'ONERA, se limitent donc principalement à l'utilisation de la RANS dite classique (modèle de turbulence k- ϵ et modèle de combustion à chimie infiniment rapide). Il existe quelques exemples ponctuels de réalisation de simulations en utilisant la stratégie LES (Large Eddy Simulation). On peut citer le cas de Suresh Menon de Georgia ou la thèse d'Olivier COLIN (CERFACS, 2000) sur le statoréacteur VOLVO (flamme prémélangée, deux entrées d'air à 90°). Ce dernier n'a pas été suivi d'autres actions et ce malgré le nombre de points à améliorer.

Nous avons décidé de nous focaliser sur la stratégie RANS pour deux raisons principales. D'une part, même si la LES est adaptée à la modélisation des structures tourbillonnaires et des couches de mélanges avec la stratégie LES, le calcul des nombreuses zones à bas Reynolds dans le dôme et des couches limites attachées dans le fût sont assez pénalisant pour cette stratégie de résolution. De plus, la question de la modélisation de la combustion étagée (combustion en flamme de diffusion et en pré-mélange) reste en suspens.

Les perspectives pour les deux prochaines années de thèses concernent donc deux aspects : la modélisation de la turbulence et de la combustion.

Concernant la turbulence, les modèles classiques à viscosité turbulente ne satisfont pas aux contraintes liées aux statoréacteurs (recirculations, effets en 3-D, turbulence anisotrope,...). Il nous faut donc utiliser des modèles avec une hypothèse de fermeture beaucoup moins réductrice que celle de Boussinesq [3]. On pourra, par exemple, se servir des modèles à viscosité turbulente non-linéaire (NLEVM) qui ont donné des bons résultats sur des cas académiques comparativement aux résultats DNS [4, 5].

Les modèles à chimie infiniment rapide ont démontré leur limitation dans le cas où l'influence de la turbulence et les effets purement cinétiques sont prépondérants sur la combustion (auto-inflammation, extinction locale). Ils nous faut aussi prendre en compte le fait que la combustion est de type étagée, c'est pourquoi nous nous tournons vers des modèles à richesse variable tels que Libby-Williams, à équation de G ou de type Modèle de Flamme Cohérente (CFM) [6].

Références bibliographiques :

- [1] A. Ristori & al. - '*Research Ramjet Program : an initiative to improve knowledge on ramjet reactive flowfields*', ODAS, 4th ONERA-DLR AEROSPACE Symposium, Cologne (Germany), 13-14 June 2002
- [2] G. Turpin - '*Simulation numérique de statoréacteurs*', Thèse de doctorat soutenue le 2 octobre 2001
- [3] K. Hanjalic - '*Closure models for incompressible turbulent flows*', Introduction to turbulence modeling VKI lecture series, May 2004
- [4] K. Suga - '*Recent developments in eddy viscosity modelling of turbulence*', Review of Toyota CRDL, 1998
- [5] Y. Nagano & al. - '*An improved turbulence model for rotating shear flows*', Journal of Turbulence, January 2002
- [6] A. Barthélémy - '*Modélisation numérique de la combustion dans les chambres de statoréacteurs*', Thèse de doctorat soutenue le 5 décembre 2002

Étude d'écoulements transitionnels et décollés par une méthode de couplage RANS/LES. Application au phénomène de décrochage.

François RICHEZ (DSNA)

Directeur de thèse : Claude Basdevant (ENS/LMD)
Encadrants ONERA : Vincent Gleize et Ivan Mary (DSNA)

Au cours de ces dernières années, des avancées importantes ont été réalisées dans le domaine de la simulation numérique d'écoulements turbulents autour de configurations complexes. En effet, l'amélioration des codes de calcul Navier-Stokes, et l'augmentation de la puissance des ordinateurs ont permis d'accroître significativement la validité des simulations numériques. D'une part, la résolution des équations de Navier-Stokes moyennées au sens de la turbulence et complétées par un modèle de turbulence (modélisation « RANS ») permet de simuler des configurations complètes d'avion et fournit une aide précieuse lors des phases de conception. D'autre part, l'utilisation de modèles de turbulence fondés sur l'approche « Large Eddy Simulation » (LES) donne accès depuis quelques années à des informations concernant les caractéristiques hautes fréquences de l'écoulement turbulent. Cependant, cette technique, qui réclame une densité de maillage beaucoup plus forte que l'approche RANS, ne peut être employée de manière systématique pour des études d'aérodynamique appliquée. En conséquence les modèles RANS vont demeurer, pour une longue période encore, l'outil CFD de référence pour les études de conception.

Cependant, l'approche consistant à moyenniser les équations de Navier-Stokes fait apparaître des termes inconnus, ce qui impose de construire un modèle afin de résoudre le système : c'est le problème de fermeture de la turbulence. Les nombreux modèles de turbulence développés ces dernières années ont été construits et validés dans le cadre d'hypothèses restrictives (couche limite en équilibre énergétique, sans gradient de pression, turbulence homogène isotrope). Mais ils ne permettent pas de rendre compte de façon rigoureuse de la complexité de certains phénomènes physiques pouvant se produire proche d'une paroi. Ainsi, la prévision numérique d'écoulements complexes demeure problématique. Par exemple, le décrochage des ailes d'avions et des pales d'hélicoptères combine des phénomènes physiques complexes et variés tels que la transition laminaire/turbulent, des forts gradients de pression, des décollements de couches limites laminaires et turbulentes et l'interaction couche limite/sillage.

Ce phénomène de décrochage, bien connu des pilotes, constitue une importante limite de manœuvrabilité de l'appareil qui suscite donc un fort intérêt de la part des industriels et des chercheurs. En pratique, on observe, lors de ce phénomène, que pour un profil d'aile dans un écoulement, la portance croît avec l'incidence jusqu'à un angle limite à partir duquel elle chute violemment et la traînée augmente fortement. C'est le phénomène de décrochage statique. Le phénomène de décrochage dynamique concerne plus les hélicoptères. En condition de vol d'avancement, la pale avançante possède une vitesse relative plus grande que la pale reculante. Ainsi pour assurer la stabilité de l'appareil, l'incidence de la pale est plus forte lors de la phase reculante. La pale voit alors son incidence varier harmoniquement. Et lors d'un vol à forte charge ou à forte vitesse, l'incidence atteint les valeurs les plus élevées donnant naissance au phénomène de décrochage dynamique, caractérisé par un retard au décrochage ainsi que par une portance supérieure à celle du décrochage statique à la même incidence.

En complément des études expérimentales menées sur ce sujet, de nombreuses études numériques ont été réalisées mais peu d'entre elles présentent des solutions satisfaisantes pour ce problème [1]. En effet, la diversité de la nature et des échelles des processus mis en jeu ne permet pas à un calcul RANS classique faisant intervenir un modèle quelconque d'offrir une solution précise. Il est nécessaire de considérer les différents phénomènes et d'utiliser pour chacun d'eux les outils qui semblent les plus appropriés. Une meilleure description de ce phénomène permettrait une avancée dans la simulation numérique d'écoulements complexes et offrirait un outil susceptible d'aider fortement à la conception et l'augmentation des performances de profil d'aile.

Ainsi le présent travail se positionne comme une contribution à l'amélioration de la précision de ce type d'écoulement en se focalisant plus particulièrement sur la simulation de la transition laminaire/turbulent par une méthode de couplage RANS/LES et sur la détermination du ou des modèles de turbulence les mieux adaptés pour décrire le régime en déséquilibre.

Des études récentes effectuées au DSNA ont montré que les calculs de type LES donnent des résultats très intéressants concernant des simulations numériques instationnaires de profils d'ailes oscillants en situation de décrochage [2]. De plus, d'autres travaux ont montrés que la LES est capable de prévoir des phénomènes de transition avec une grande précision [3]. Or le phénomène de décrochage est très sensible aux mécanismes de transition laminaire/turbulent. Par ailleurs, près du bord d'attaque des ailes ou des pales en configuration de décrochage, une zone de circulation laminaire apparaît et pourrait accélérer la transition et influencer fortement le décollement de la couche limite et le reste de l'écoulement. Mais la taille et la complexité de cette structure de l'écoulement ne peuvent, à priori, pas être prises en compte dans les modèles RANS. C'est pourquoi l'introduction locale d'une simulation LES semble donc être une solution intéressante pour améliorer la description du décrochage. En effet, le couplage des méthodes RANS et LES devrait permettre de prendre en compte les structures fines de l'écoulement autour du bord d'attaque (zone de calcul LES) tout en conservant un coût de calcul raisonnable dans le reste de l'écoulement (zone de calcul RANS).

La première étape du travail de cette thèse a été d'évaluer, grâce à l'étude bibliographique et à diverses simulations RANS 2D stationnaires effectuées l'aide du code *elsA* sur un profil OA209 avant le décrochage, les avantages et les inconvénients de différents modèles RANS. Ces calculs préliminaires vont également permettre l'élaboration d'un maillage optimal pour les simulations LES qui devront être effectuées prochainement. Celles-ci permettront, d'une part, d'obtenir une solution de référence pour la validation des modèles RANS, et d'autre part de mieux comprendre certains aspects du phénomène de décrochage grâce à une analyse physique instationnaire donnée par ces simulations.

A partir des résultats obtenus, la technique de couplage RANS/LES sera mise oeuvre sur les mêmes configurations pour différents modèles RANS et des améliorations pourront être proposées.

Si des résultats satisfaisants sont obtenus, la méthode de couplage RANS/LES sera appliquée à un écoulement instationnaire au sens RANS autour d'une aile oscillante en tangage afin de traiter le problème de décrochage dynamique proprement dit.

Références bibliographiques :

- [1] V. Gleize, J. Szydowski, M. Costes,
Numerical and physical analysis of turbulent viscous flow around a NACA0015 profile at stall,
European Congress on Computational Methods in Applied and Engineering, Jyväskylä, Finlande, 24-
28 Juillet 2004.
- [2] J. Szydowski and M. Costes,
Simulation of flow around a static and oscillating in pitch NACA0015 airfoil using URANS and DES,
2004 ASME Transfer/Fluids Engineering Summer Conference, Charlotte, North Carolina, USA, July
11-15, 2004.
- [3] B. Raverdy,
*Simulation des grandes échelles de l'écoulement se développant dans un étage complet de turbine
basse pression*,
Thèse de doctorat (2004), Paris VI.

Amélioration de la précision et de l'efficacité d'une méthode d'adaptation de maillage cartésien.

Olivier SAUNIER (DSNA)

Directeur de thèse : Alain Lerat (ENSAM/SINUMEF)
Encadrants ONERA : Christophe Benoit et Gaëlle Jeanfaivre (DSNA)

Les progrès réalisés dans le domaine du calcul numérique permettent désormais de simuler des écoulements compressibles autour de géométries de plus en plus complexes. Un des points clefs pour une simulation précise est la génération du maillage qui doit être réalisée de manière à minimiser le temps de calcul tout en augmentant la précision de la solution sans pour autant générer de singularités topologiques pénalisantes pour la méthode numérique utilisée.

Pour des géométries complexes, les difficultés de prévoir a priori l'emplacement exact des zones d'interaction (zones tourbillonnaires, ondes de choc, discontinuités...) conduisent à utiliser une méthode de génération et d'adaptation automatique du maillage.

L'objectif de ce travail de thèse est d'étudier et d'améliorer, tout d'abord dans le cas d'écoulements stationnaires non visqueux, l'intérêt, l'efficacité et la réelle précision de la méthode existante.

Une fois l'étude validée pour les équations d'Euler, la méthode sera étendue à la résolution des équations de Navier-Stokes moyennées, complétées par un modèle de turbulence. L'application majeure en est l'étude d'un écoulement autour d'un rotor d'hélicoptère en vol d'avancement.

Dans la méthode d'adaptation [1, 2], le maillage initial est constitué d'un maillage de corps curviligne fin autour du profil à partir duquel sont générées automatiquement des grilles cartésiennes de pas constant et qui se recouvrent. La technique Chimère permet alors le calcul de la solution d'une grille structurée à une autre grâce à des interpolations.

L'algorithme d'adaptation consiste à engendrer, périodiquement au cours du calcul, un nouveau maillage dont l'allure est dépendante de la solution numérique calculée sur le maillage précédent.

Ce nouveau maillage est plus fin dans les zones où sont observés des chocs (ou toutes sortes de discontinuités) et est déraffiné aux endroits où la solution reste régulière. Ces zones à raffiner et à déraffiner sont déterminées par un indicateur de raffinement pouvant lui-même être choisi selon différents paramètres. Le fait d'utiliser une génération automatique des grilles cartésiennes se recouvrant conjointement à la méthode Chimère entraîne des contraintes de recouvrement. En effet, un point interpolé ne peut être déterminé qu'à partir de points calculés par le schéma numérique, ce qui impose donc un nombre minimum de points sur une grille. A ces contraintes, s'ajoutent aussi les problèmes de raccords entre les grilles cartésiennes.

Dans une première étape, la précision de la méthode est étudiée sur un cas d'écoulement stationnaire autour d'un profil NACA0012. Une évaluation d'erreur est établie entre la solution obtenue à partir d'un calcul avec adaptation et la solution dite de référence, elle-même évaluée sur un maillage curviligne monobloc très fin autour du profil.

Par la suite, dans le cadre du développement de la méthode d'adaptation, il est envisagé d'augmenter l'ordre de la méthode en déterminant un schéma numérique de haute précision [3,4] adapté à notre topologie de maillage et dans l'optique d'être conjointement appliqué avec la méthode Chimère. Plus précisément, il est alors nécessaire d'effectuer des interpolations d'ordre supérieur lors du transfert de la solution entre les grilles et d'augmenter la précision sur les raccords afin d'assurer globalement l'ordre élevé de la méthode.

La troisième partie a pour objectif d'améliorer l'efficacité de la méthode d'adaptation. Pour y parvenir, le choix se porte principalement sur deux techniques. La première méthode, dite multi-grilles, permet un lissage de la solution en utilisant des grilles de plus en plus grossières au cours des itérations. En effet, pour un maillage donné, les hautes fréquences sont plus vite amorties que les basses fréquences. L'avantage résulte

dans le fait que les basses fréquences de l'erreur sur un maillage fin peuvent devenir des hautes fréquences pour un maillage grossier et par conséquent être bien amorties par la méthode numérique.

L'autre intérêt de la méthode est que pour un maillage grossier, on obtient plus rapidement une approximation de la solution puisque le temps de calcul est proportionnel au nombre de points de discrétisation.

Cependant, le fait de se retrouver avec des grilles trop grossières peut représenter un handicap dans le cadre d'une utilisation conjointe d'une part avec la méthode Chimère, qui pour être convenablement appliquée, nécessite un nombre minimal de points dans les zones de recouvrement, et d'autre part avec la méthode d'adaptation qui engendre de petites grilles.

L'autre technique pouvant être mise en oeuvre est basée sur la multirésolution [5] qui consiste à calculer les flux numériques par le schéma seulement dans les zones où la solution numérique est non régulière. Dans le cas contraire, les flux sont obtenus par de simples interpolations.

Références bibliographiques :

- [1] E. Canonne,
Méthode d'adaptation de maillage pour le calcul d'écoulements compressibles autour d'un rotor d'hélicoptère,
thèse de doctorat (2004), ENSAM.

- [2] C. Benoit, G. Jeanfaivre,
3D inviscid isolated rotor and fuselage calculations using chimera and automatic cartesian partitioning methods,
Journal of the American Helicopter Society, 2003.

- [3] P. Cinnella,
Simulation d'écoulements compressibles autour de profils oscillants par une méthode numérique de haute précision,
thèse de doctorat (1999), ENSAM.

- [4] A. Lerat, C. Corre,
Approximations d'ordre élevé pour les écoulements compressibles,
École de Printemps de Mécanique des Fluides numérique, juin 2003.

- [5] B. Sjogreen,
Numerical Experiments with the Multiresolution Scheme for the Compressible Euler Equations,
Department of Scientific Computing, Box 120, S-751 04, Sweden.

Conception, simulation et optimisation d'un projectile équipé de MEMS.

Franck SIMON (DAAP)

Directeurs de thèse : Alain Merlen (Univ. Lille I/LML) et Pierre Sagaut (UPMC/LMM)
Encadrants ONERA : Philippe Guillen et Sébastien Deck (DAAP)

La nécessité d'améliorer les performances notamment en terme de pilotage et d'efficacité aérodynamique des projectiles conduit à l'examen de nouveaux concepts de contrôle. En particulier, l'introduction de MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) constitue une des hypothèses les plus intéressantes actuellement envisagées par les industriels. L'utilisation d'actionneurs étant complètement novatrice dans le domaine des projectiles, un effort de synthèse bibliographique a en premier lieu été mené pour déterminer les dispositifs de contrôle aérodynamique actuellement à l'étude en mécanique des fluides ainsi que leur principe de fonctionnement. Devant la variété de projectiles utilisés, des choix ont été nécessaires quant au type de projectiles et au domaine de vol étudié. A la vue des contraintes technologiques existantes sur les différents types de projectiles, notre choix s'est tourné vers les projectiles gyrostabilisés en régime supersonique.

Avant toute tentative préalable de contrôle, une bonne connaissance des phénomènes physiques s'avère nécessaire. La traînée de culot, constituant une part importante de la traînée totale, et la force de Magnus (force latérale générée par l'action combinée de la rotation et de l'incidence) sont deux candidates potentielles au contrôle. Ces forces étant toutes deux générées sur la partie aval des projectiles, les efforts de modélisation se sont concentrés sur l'évaluation des outils de simulation numérique des écoulements de culot en régime supersonique dont la topologie est présentée figure 1.

Dans un premier temps, les calculs ont été effectués à l'aide d'une modélisation statistique de la turbulence et comparés aux résultats expérimentaux du culot supersonique de Dutton [1] à Mach 2,46. Différents cas d'étude ont été abordés pour mettre en évidence l'impact de certains paramètres tels qu'une modification géométrique du corps (ajout d'un rétreint servant à minimiser la traînée totale de l'engin) ou la mise en rotation du projectile. Ces calculs, effectués à l'aide du modèle de turbulence à une équation de Spalart-Allmaras ont montré les limitations de ce type de simulations en raison du caractère fortement instationnaire de l'écoulement dans la zone de recirculation ainsi que des faiblesses des modèles de turbulence à reproduire ce type d'écoulements massivement décollés. Des corrections de compressibilité permettent d'améliorer les prévisions sans toutefois être suffisantes pour être précisément comparables à l'expérience. Comme le montre la figure 2, une des principales limitations des calculs réside dans la difficulté de ces modèles à simuler une pression de culot constante, comme cela est le cas expérimentalement. Les corrections apportées, bien qu'améliorant la valeur moyenne de la pression, renforce les variations observées dans le cas de référence, ce qui traduit une modélisation non satisfaisante de la zone de recirculation.

Afin de reproduire de manière plus satisfaisante l'écoulement de culot et dans la perspective des simulations d'écoulements 'contrôlés', des méthodes de type hybride ont été mises en œuvre. Ces dernières ont pour but de diminuer la part des échelles modélisées tout en étant moins coûteuses qu'une simulation de type LES ou DNS, hors d'atteinte avec les capacités informatiques actuelles.

Des simulations hybrides de types DES zonale et RANS-MILES ont ainsi été utilisées pour simuler l'écoulement de culot supersonique. Ces calculs ont pour objectifs une meilleure compréhension des phénomènes instationnaires en régime supersonique et de l'impact de la rotation sur la zone décollée. La visualisation du champ de vorticités instantané (figure 3) ou des iso-surfaces du critère Q (figure 4) est un bon indicateur quant à la taille des structures résolues. La principale difficulté provient ici de la disparité des échelles à simuler, la forte compressibilité de l'écoulement conduisant à une diminution de ces dernières, notamment au point de décollement où les instabilités, fortement tridimensionnelles, possèdent un faible taux d'amplification. Ces calculs serviront également de référence pour le cas avec contrôle.

Référence bibliographique :

- [1] J. L. Herrin et J. C. Dutton.
Supersonic Base Flow Experiments in the Near-Wake of a Cylindrical Afterbody,
AIAA 93-2924, AIAA 24th Fluid Dynamics Conference, July 6-9, Orlando, FL, 1993.

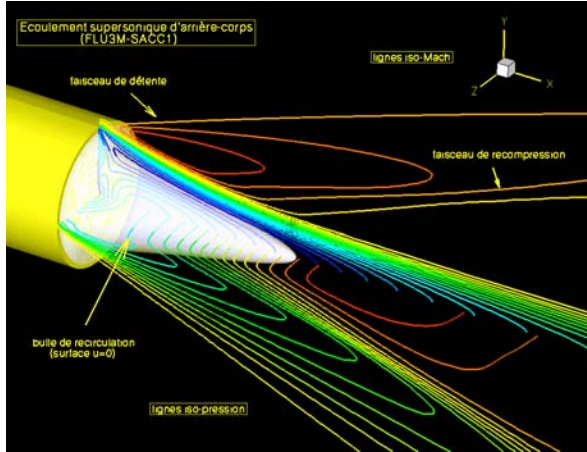


Figure 1 : Topologie d'un écoulement de culot supersonique (FLU3M-RANS).

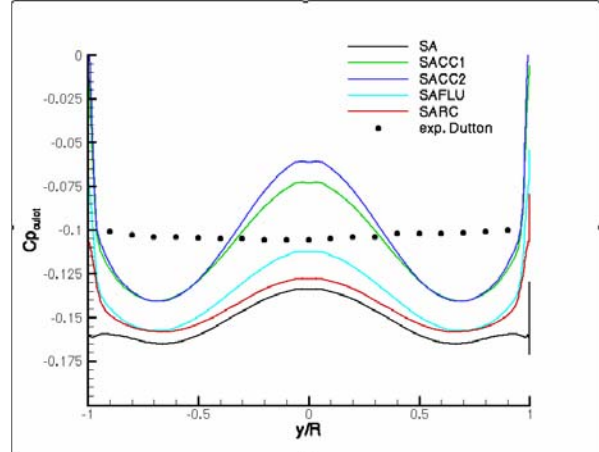


Figure 2 : Répartition du coefficient de pression au culot (FLU3M-RANS).

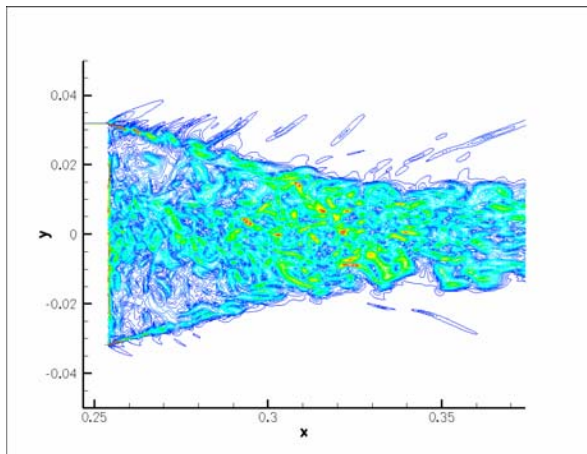


Figure 3 : Champ instantané de la norme de la vorticité (FLU3M - Hybride).

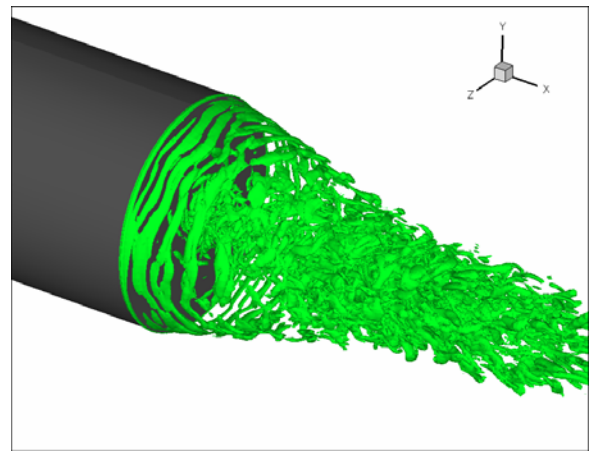


Figure 4 : Visualisation du critère Q (FLU3M - Hybride).

Simulation numérique du rayonnement pour les écoulements hyperenthalpiques, hypersoniques de rentrée.

Tristan SOUBRIÉ (DEFA)

Directeur de thèse : David E. Zeitoun, (Polytech'Marseille)
Encadrants ONERA : Olivier Rouzaud (DMAE), Lionel Tessé (DEFA)

Lors de rentrées atmosphériques, un véhicule spatial subit des contraintes thermiques importantes, dues en particulier aux flux de chaleur convectif et radiatif. En règle générale, les flux radiatifs sont considérés comme négligeables devant les flux convectifs. Cependant, les récents projets d'exploration planétaire ont conduit à remettre en cause cette hypothèse.

Considérons par exemple le projet Mars PREMIER et plus particulièrement deux de ses véhicules :

- le premier, appelé Orbitteur, devant se mettre en orbite autour de Mars et réaliser dans l'atmosphère l'aérocapture d'un conteneur d'échantillons de sol martien ;

- le second, appelé Véhicule de Rentrée Terrestre, devant ramener sur Terre ce conteneur.

Des études numériques récentes ont montré que, dans la phase de rentrée martienne, le rayonnement émis dans l'infrarouge par la région de sillage conduit à des flux de chaleur radiatifs comparables aux flux convectifs. Ce surflux de chaleur entraîne une élévation de la température sur la partie arrière du véhicule qui pourrait endommager la charge utile et compromettre la mission. D'autre part, le retour sur Terre des échantillons martiens devait s'effectuer à grande vitesse ($V > 10$ km/s). Pour de telles vitesses, le rayonnement issu de la couche de choc n'est plus forcément négligeable. De plus, ces écoulements nécessitent un traitement *ad hoc* de l'ionisation.

De ce fait, l'ONERA et le CNES ont souhaité mettre en place une plate-forme de calcul de rayonnement appelée PHARAON en adoptant, dans un premier temps, une approche faiblement couplée. Dans cette approche, les outils de calcul aérothermodynamique (CFD) et de rayonnement sont traités séparément.

Lorsqu'un engin spatial pénètre dans l'atmosphère à grande vitesse, un choc fort et détaché se forme en amont. La majeure partie de l'énergie cinétique est convertie en énergie thermique au passage du choc et par conséquent, une forte élévation de température est produite dans la région située entre le choc et la paroi de l'engin. De fait, la couche de choc est le siège de phénomènes physico-chimiques pouvant se traduire par des réactions de dissociation et l'ionisation du milieu. D'autre part, les modes d'énergie internes des particules sont excités et la distribution d'énergie sur les modes de translation, rotation, vibration et excitation électronique ne peut pas être décrite par une seule température. La description de l'écoulement se fait à l'aide d'une approche multi-températures où chaque température est associée à un mode d'énergie. En particulier, alors que considérer les modes de translation et de rotation à l'équilibre est une hypothèse valable, les modes de vibration des molécules diatomiques et le mode de translation des électrons libres doivent être caractérisés par leurs propres températures.

Ces modèles multi-températures imposent de traiter des équations de conservation supplémentaires, en particulier pour l'énergie des électrons. Classiquement, cette équation s'écrit sous une forme non-conservative qui rend l'application des schémas numériques délicate. Coquel et Marmignon (ONERA/DSNA) ont proposé de la réécrire sous une forme conservative moyennant certaines hypothèses. La résolution du système repose sur le schéma de Roe étendu aux écoulements faiblement ionisés contenant une seule espèce ionisée.

Nous avons étendu et validé cette démarche aux écoulements contenant plusieurs espèces ionisées pour la rentrée terrestre. Plusieurs calculs ont été menés avec le code 2D/axi-symétrique CELHyO2D sur plusieurs configurations pour lesquelles des valeurs expérimentales ou des résultats numériques sont disponibles dans la littérature. Le premier cas correspond à la sphère de Lobb. La vitesse de l'écoulement étant relativement faible (de l'ordre de 5,3 km/s), le taux d'ionisation est très faible [1]. Le second cas d'épreuve correspond à l'essai en vol RAM-C II pour lequel la vitesse de rentrée est de l'ordre de 7,6 km/s. Les effets de l'ionisation sont plus importants et la concentration en électrons peut être comparée aux mesures en vol. Une étude de convergence en maillage a été réalisée, ainsi que la mesure de l'influence du modèle de cinétique

chimique [1], [2]. Le troisième calcul est un cas encore plus sévère : il s'agit de l'essai en vol FIRE II réalisé dans le cadre des campagnes Apollo. La vitesse de rentrée dépasse 11 km/s.

Les relatives complexité et fragilité du schéma de Roe nous ont conduit à proposer un schéma de relaxation adapté aux écoulements faiblement ionisés. Une première validation sur des applications tube à choc a été réalisée [3]. L'extension de la méthode aux écoulements 2D est en cours.

Le calcul du rayonnement nécessite de calculer les propriétés radiatives du gaz et de résoudre l'Equation de Transfert Radiatif (ETR). Les propriétés radiatives peuvent s'exprimer à l'aide soit d'une approche précise de type raie-par-raie, soit d'un modèle approché.

Pour les études de rentrée martienne, le laboratoire EM2C de l'École Centrale Paris a développé un modèle statistique à bandes étroites MSBE caractérisant le rayonnement des espèces CO/CO₂ dans des milieux à haute température et basse pression. Ce modèle est implémenté dans le code de transfert radiatif ASTRE (Lionel Tessé, DEFA/MCTM) basé sur une méthode de Monte-Carlo. Les solveurs CELHyO2D et ASTRE peuvent être utilisés de manière découplée ou faiblement couplée. Le couplage faible consiste à introduire la divergence du flux radiatif comme terme source explicite dans l'équation de conservation de l'énergie totale. Ce terme source est recalculé toutes les 500 à 2000 itérations CFD. Le cas d'épreuve est un véhicule générique représentatif des véhicules utilisés pour la mission Mars Premier. Les premiers résultats montrent que la contribution du flux radiatif au flux de chaleur pariétal est du même ordre de grandeur que celle du flux convectif et que le couplage hydrodynamique/rayonnement est faible [4], [5].

Pour les études de rentrée terrestre, nous disposons du code spectroscopique PARADE (ESA, FGE, IRS) qui donne les spectres raie-par-raie. Dans un premier temps, nous envisageons de résoudre l'ETR à l'aide d'une méthode simple (type plan tangent). L'utilisation de l'approche raie-par-raie dans le code Monte-Carlo, plus coûteuse en mémoire et en temps calcul, sera envisagée ultérieurement. L'essai en vol FIRE II évoqué plus haut sera utilisé comme cas d'épreuve.

Références bibliographiques :

- [1] T. Soubrié, O. Rouzaud, D.E. Zeitoun,
Computation of Weakly Multi-Ionized Gases for Atmospheric Entry using an Extended Roe Scheme,
Proc. of ECCOMAS 2004, Finland.
- [2] T. Soubrié, O. Rouzaud, J. Hylkema,
Computation of Weakly Ionized Atmospheric Entry Flows Using an Extended Roe Scheme,
Proc. of ICCFD3, Toronto, 2004.
- [3] O. Rouzaud, C. Chalons, C. Marmignon, T. Soubrié,
Development of a Relaxation Scheme for Weakly Ionised Gases,
AIAA-2005-0603, Reno, 2005.
- [4] T. Soubrié, O. Rouzaud, L. Tessé, F. Longueteau,
Numerical Simulation of Radiative Transfer for Mars Entry Flows,
Poster abstract of RAD-IV, Istanbul, 2004.
- [5] O. Rouzaud, T. Soubrié, L. Tessé, F. Longueteau,
ONERA activities on Testcase TC3,
Proc. of ESA 2nd Radiation Workshop, Porquerolles, 2004.

Étude expérimentale et modélisation de l'interaction d'une flamme laminaire et turbulente avec un plasma froid.

David TEIXEIRA (DEFA)

Directeurs de thèse : Serge Larigaldie (ONERA/DMPH) et
Jean-Pierre Bœuf (Univ. P. Sabatier Toulouse)
Encadrant ONERA: Philippe Magre (DEFA)

Les nouvelles chambres de combustion telles que les chambres de turboréacteurs non-polluantes (chambre à faible richesse) ou les chambres de statoréacteurs ou superstatoréacteurs (chambre dépourvue d'accroche-flammes matériel) ont des plages de fonctionnement importantes. On peut donc rencontrer des difficultés pour y stabiliser la combustion. Une voie prometteuse pour remédier à ce problème, consisterait à utiliser une technique de stabilisation de flamme non-conventionnelle tel que les plasmas froids (plasmas en déséquilibre thermodynamique). Le principal avantage attendu est la production d'espèces radicalaires actives dans une zone étendue de l'écoulement et ceci avec une dépense d'énergie faible.

Une première expérience mettant en œuvre une flamme de diffusion méthane – air décollée a été réalisée au LAERTE à Palaiseau. Une électrode (pointe) a été implantée dans un injecteur de méthane, tandis qu'une autre (annulaire) restait en périphérie les deux électrodes étant séparées par un diélectrique. Lorsque l'on soumet l'électrode centrale à une tension sinusoïdale de 20 kV et 11 kHz. On constate l'apparition d'un plasma entre les deux électrodes qui provoque (avec un certain délai parfois) la diminution de la hauteur de décollement de la flamme.

Le but de la thèse est d'analyser les mécanismes physiques mis en jeu (apparition de nouvelles espèces produites par excitation, dissociation et ionisation des molécules, pouvant influencer la cinétique chimique, ou encore, un effet éventuel de la décharge sur l'écoulement) afin de proposer une modélisation de l'interaction du plasma avec l'écoulement réactif turbulent. Il s'agit également de contribuer à la constitution d'une base de données expérimentales sur l'interaction flamme/plasma en faisant varier les conditions expérimentales (vitesse des gaz, nature et richesse du carburant, localisation de la décharge et tension appliquée).

Le travail actuel de la thèse consiste à modéliser le jet de méthane dans l'air afin de mieux comprendre l'interaction écoulement/plasma. Par la suite on souhaite établir un modèle de cinétique simplifié de production d'espèces permettant de prendre en compte les effets du plasma. Le modèle sera évalué sur des cas test simples (foyer homogène, flamme de prémélange) en examinant, par exemple, les évolutions de la température d'inflammation, de la vitesse de flamme en présence du plasma. Après introduction dans le code de calcul CEDRE d'écoulements réactifs, les possibilités d'utilisation du modèle seront explorées lors de la simulation de l'expérience. Les résultats obtenus seront confrontés avec les résultats expérimentaux.

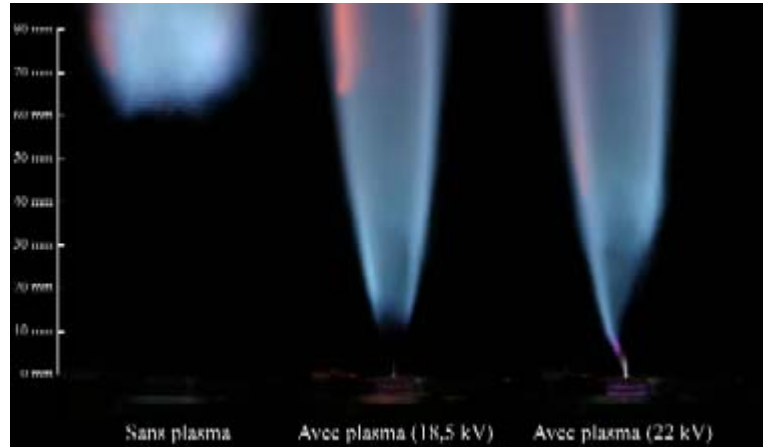


Figure 1 : Hauteur de décollement d'une flamme de diffusion méthane – air avec et sans décharge plasma.
Vitesse du gaz : 33 m/s ; Température ambiante ; Pression atmosphérique
(Photographies réalisées par Axel VINCENT post-doctorant).

Étude de l'éclatement tourbillonnaire dans les sillages des avions de transport.

Olivier THOMAS (DAFE)

Directeur de thèse : Pierre Sagaut (UPMC/LMM)
Encadrants ONERA : Laurent Jacquin et Denis Sipp (DAFE)

Le sillage d'un avion de ligne est formé de deux tourbillons contrarotatifs que l'on peut observer dans le ciel par temps clair. Ces tourbillons constituent un danger potentiel pour les avions qui pénètrent dans leur région d'influence, en phase d'atterrissage ou de décollage. Des travaux de recherche ont donc été entrepris dès les années 1970 pour comprendre et anticiper les mécanismes de dispersion de ces systèmes tourbillonnaires. Les études se sont focalisées jusqu'à présent sur les mécanismes d'instabilité linéaire, comme l'instabilité sinusoïdale de grande longueur d'onde appelée instabilité de Crow.

Des observations expérimentales ont montré que, dans certains cas, des tourbillons de sillage peuvent « éclater ». Ce phénomène d'instabilité est de nature non-linéaire et reste encore mal compris. Il semblerait que cet éclatement soit intimement lié à la propagation le long du tourbillon et la focalisation en un certain point d'ondes d'inertie de forte amplitude. Les difficultés rencontrées aujourd'hui dans la catapulte B20 de l'ONERA Lille [1] redonnent de l'actualité à ce sujet car les études menées dans cette installation expérimentale montrent que le tourbillon généré par la maquette volante éclate soudainement. Ce phénomène pathologique semble lié à une perturbation qui est engendrée au lancement de la maquette et qui se propage le long du tourbillon en le déstructurant. La propagation de perturbations de faible amplitude est un phénomène bien connu que l'on peut appréhender par une approche linéarisée des équations de Navier-Stokes [2]. Dans ce cas, les modes de vibration, aussi appelées ondes d'inertie ou ondes de Kelvin, ne font que se propager le long du tourbillon sans le déstructurer. En revanche, comme l'a montré H. Moet [3] en 2003, des perturbations de grande amplitude peuvent se propager le long du tourbillon en déstructurant fortement le champ moyen. Ce phénomène mis en évidence à l'aide d'un calcul numérique n'a pas été compris physiquement. D'un point de vue qualitatif, il s'agirait d'une structure de type bulbe qui se propage le long du tourbillon. Un lien pourrait être établi avec la théorie des états conjugués introduite par Benjamin [5] en 1962, qui fournit une approche physique pour expliquer des phénomènes aussi divers que le ressaut hydraulique, l'éclatement au-dessus d'une aile delta ou le choc dans un écoulement compressible.

Ce travail de thèse s'inscrit dans le cadre du projet européen FAR-WAKE et des travaux du PRF « Dynamique des Sillages Tourbillonnaires », recherches particulièrement soutenues à l'ONERA depuis 1997. L'objectif de la thèse est la compréhension physique et la modélisation du mécanisme observé à la catapulte de Lille pour une expertise approfondie des essais du B20, notamment sur les problèmes d'« end-effects » [1]. D'autre part, cette étude participe à la réflexion d'ensemble menée depuis quelques années au DAFE sur l'éclatement tourbillonnaire au-dessus d'une aile delta [6]. En effet, de nombreux travaux numériques, expérimentaux et théoriques ont été réalisés au DAFE sur les problématiques d'éclatement et de sillage, en relation avec plusieurs projets européens passés (EUROWAKE, C-WAKE, AWIATOR).

Pour ces travaux de recherche, diverses approches sont possibles : simulation numérique directe (DNS), simulation des grandes échelles (LES) [3], analyses de stabilité linéaire [2] et développements faiblement non-linéaires [4]. Dans le cadre du stage de DEA, une première modélisation du phénomène observé à la catapulte B20 a été proposée en superposant diverses perturbations non linéaires à l'écoulement moyen. Pour se rapprocher des conditions d'un éclatement tourbillonnaire, une idée consiste à étudier l'évolution de différentes formes de pincement (« pinch effect ») d'un écoulement de Lamb-Oseen. Ce dernier est une solution analytique des équations de Navier-Stokes et fournit un modèle représentatif d'un tourbillon de sillage. De nouveaux développements sont en cours suite aux problèmes numériques rencontrés dans les simulations directes en 3D.

Références bibliographiques :

- [1] E. Coustols,
AWIATOR B20 catapult tests,
VMT Meeting, Brussels, 2/12/2003.
- [2] D. Fabre,
Instabilités et instationnarités dans les tourbillons : Application aux sillages d'avions,
Thèse de doctorat, Université Paris VI, France, 2002.
- [3] H. Moet,
Simulation numérique du comportement des tourbillons de sillage dans l'atmosphère,
Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse, France, 2003.
- [4] D. Sipp,
Weakly non linear saturation of short wave instabilities in a strained Lamb-Oseen vortex,
Physics of Fluids, vol. 12, p. 1715-1729, 2000.
- [5] T.B. Benjamin,
Theory of the vortex breakdown,
Journal of Fluid Mechanics, vol. 14, part 4, p. 593-629, 1962.
- [6] F. Renac,
Contrôle expérimental de l'écoulement tourbillonnaire sur aile delta,
Thèse de doctorat, Université Paris VI, France, 2004.

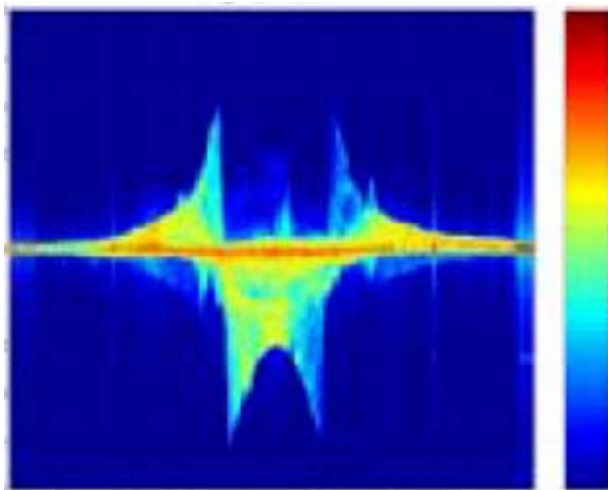


Figure 1 : sillage tourbillonnaire normal.

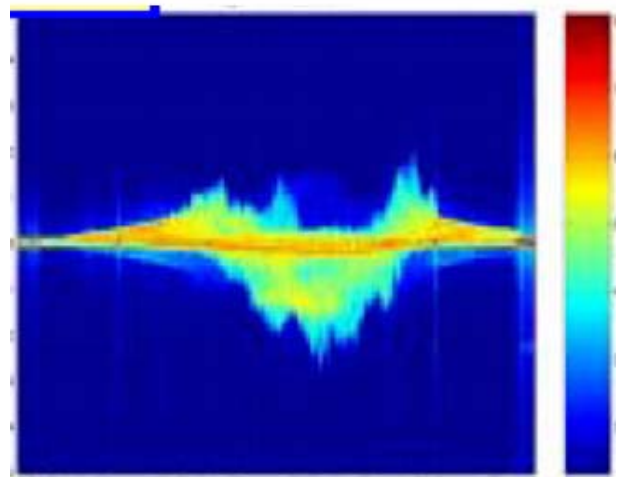


Figure 2 : éclatement tourbillonnaire.

**Étude expérimentale et numérique du phénomène de pompage
dans les entrées d'air supersoniques.
Amélioration de la prévision de leur limite de stabilité.**

Simon TRAPIER (DAAP)

Directeur de thèse : Pierre Sagaut (UPMC/LMM)
Encadrant ONERA : Philippe Duveau (DAAP)

Les prises d'air supersoniques sont pratiquement toujours le siège d'instabilités de l'écoulement en régime subcritique lorsque le débit capté devient inférieur à une certaine limite. Ces instabilités qui caractérisent le pompage de la prise d'air se traduisent par des oscillations du système de chocs et corrélativement par des variations de très forte amplitude de la pression interne pouvant provoquer l'endommagement des structures dans les cas extrêmes.

Il y a plus d'un demi-siècle Oswatitsch décrivait déjà ce phénomène au cours d'essais de prises d'air axisymétriques. Les facteurs généralement mis en avant pour expliquer le déclenchement du pompage sont de nature convective (ingestion de nappes de glissement sous la carène) ou visqueuse (décollement occasionné par le choc émergeant au niveau de la surface de compression externe).

La simulation numérique de l'entrée en pompage des prises d'air supersoniques n'a semble-t-il encore jamais été effectuée en modélisation URANS, ceci en partie du fait des ressources informatiques importantes à consacrer au problème, mais aussi d'un manque certain de données expérimentales disponibles sur le sujet, données nécessaires à la validation préliminaire des codes de calcul.

Les essais restent donc à ce jour le seul moyen fiable, mais coûteux, de connaître avec exactitude la limite de pompage d'une prise d'air. Au cours de certaines phases de la mission d'un missile aérobie les prises d'air sont amenées à fonctionner en régime subcritique compte tenu du niveau de poussée exigé. Il est dans ce cas essentiel de connaître avec précision leur limite de stabilité pour éviter de prendre inutilement des gardes trop importantes vis-à-vis du pompage.

Dans ce contexte, le Département d'Aérodynamique Appliquée de l'ONERA (DAAP) propose de définir une méthodologie fiable de détermination de la limite de pompage des prises d'air supersoniques reposant sur des simulations numériques. Afin de disposer d'une base de données instationnaires, des essais préliminaires d'une prise d'air supersonique bidimensionnelle adaptée à Mach 2 ont été réalisés en mars 2004 à la soufflerie S3MA de Modane. La maquette de prise d'air, richement instrumentée en capteurs de pression instationnaire (50 environ), a permis de fournir des cas tests représentatifs de changements de régimes transitoires mais aussi du déclenchement du pompage.

La première partie de la thèse consistera à exploiter et analyser en détail les données expérimentales obtenues à la soufflerie S3MA. L'analyse spectrale des données instationnaires pourrait notamment contribuer à une meilleure compréhension des phénomènes mis en jeu lors de la survenue des instabilités. Dans un deuxième temps il faudra valider l'approche URANS pour certains cas tests extraits de la base de données. Le recours à des méthodes numériques plus sophistiquées (couplage RANS/LES, ...) pourra être envisagé si nécessaire.

En s'appuyant sur les résultats expérimentaux et numériques obtenus, l'objectif sera alors de définir une méthodologie de calcul permettant d'identifier la limite de stabilité des prises d'air supersoniques en régime subcritique, puis de la valider.