

Analyse statistique des performances d'une chambre de combustion d'hélicoptère

Donatien Le Bescond de Coatpond, Soufiane Fafe,
Emmanuel Agustin de Sauvage, Loïc Maurin

23 mai 2018

Résumé

La connaissance des performances de la chambre de combustion d'un moteur est primordiale pour la durée de vie de celui-ci. Seulement, si ces performances sont connues pour une chambre de combustion nominale, on ne connaît pas l'impact de l'incertitude des caractéristiques géométriques de la chambre lors de la fabrication sur ces performances. Notre étude a pour ambition de développer une méthode statistique de mesure de l'incertitude sur les performances en fonction de l'incertitude sur les caractéristiques géométriques d'une chambre de combustion. Cette méthode pourrait fournir un outil de calcul des intervalles de tolérance pertinents à respecter lors de la fabrication.

Responsable pédagogique :
Guillaume Vignat

Client :
Patrick Duchaine



CentraleSupélec

SAFRAN
HELICOPTER ENGINES

Table des matières

1	Contexte	3
1.1	Prérequis et généralités	3
1.1.1	Turbomoteurs	3
1.1.2	Chambre de combustion	4
1.1.3	Besoins des industriels	6
1.2	Calculs LES à 3 dimensions	7
2	Besoins du Client et Objectifs	9
2.1	Besoins du Client	9
2.2	Objectifs de l'étude	9
3	Schéma général de l'étude et du livrable	11
3.1	Paramètres d'entrée et modélisation d'une chambre	11
3.2	Structure du programme de calcul	12
4	Etude statistique et méthode de Monte-Carlo	12
4.1	Méthode de Monte Carlo	12
4.2	Application à l'étude statistique des performances des chambres de combustion	12
5	Construction du métamodèle	13
5.1	Krigeage	13
5.2	Proper Orthogonal Decomposition	14
5.3	Validation du métamodèle	14
6	Premiers résultats	15
7	Problèmes rencontrés	17
7.1	Description du problème	17
7.2	Solutions envisageables	17
8	Post-processing	17
8.1	Etude de l'influence du paramètre X_{10} sur les performances de la chambre de combustion	17
9	Conclusions	20
9.1	Faisabilité du livrable	20
9.2	Améliorations possibles	20
9.3	Apports pédagogiques	21

1 Contexte

1.1 Prérequis et généralités

1.1.1 Turbomoteurs

Un turbomoteur est une machine thermodynamique à combustion interne et à flux continu dont le rôle est de produire de l'énergie mécanique sous forme de rotation. Lors du processus de combustion du carburant (liquide ou gazeux), l'énergie potentielle contenue dans l'hydrocarbure est convertie en énergie cinétique et chaleur. Le cycle du turbomoteur se sous-divise en plusieurs grandes étapes schématisées sur la figure (1) :

1. **Admission et compression du comburant** : L'air ambiant, le comburant, est admis dans la turbomoteur et comprimé avant de pénétrer dans la chambre de combustion. Ceci est réalisé à l'aide d'une compresseur en rotation, axiale ou centrifuge, à plusieurs étages afin d'obtenir une pression de sortie de 10-30 bars.
2. **Chambre de combustion** : Mélangé à l'air comprimé, le kérosène réagit et converti son énergie potentielle en énergie calorifique ie. la température et vitesse augmentent. En effet, c'est un processus de combustion isobare.
3. **Détente et renvoi de puissance** : À travers une turbine à plusieurs étages, les gaz se dilatent et transmettent leur énergie à l'arbre central. Un dispositif de renvoi permet de transmettre cette énergie cinétique de rotation vers l'avant du turbomoteur pour alimenter le rotor de l'hélicoptère et le compresseur. On parle de propulsion par action, c'est à dire grâce à la rotation des hélices.

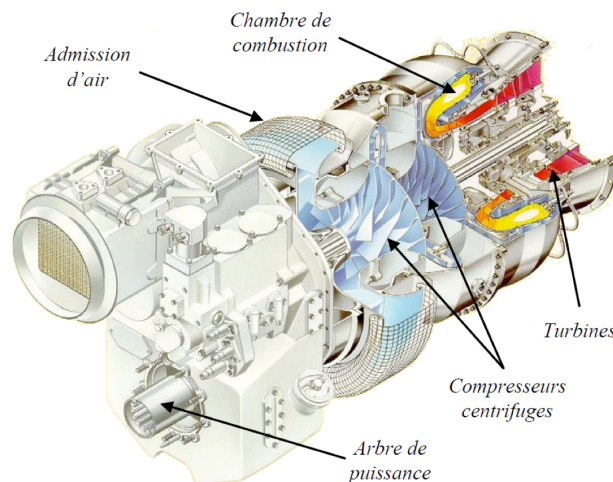


FIGURE 1 – Schéma représentatif d'un turbomoteur[2]

1.1.2 Chambre de combustion

Le coeur de notre étude pour Safran Helicopter Engines est la chambre de combustion des turboréacteurs et leur tolérances de fabrication. Dans notre cas, nous traiterons les chambres de combustion annulaires à flux inversé (voir figure (2)). Ce choix de solution s'avère particulièrement adapté à un turbomoteur d'hélicoptère : la taille et le poids sont réduits par rapport à une chambre de combustion tubulaire classique.



FIGURE 2 – Chambre de combustion annulaire à flux inversé[3]

La chambre de combustion est le lieu de combustion du mélange air-carburant et fournit de l'énergie calorifique à la turbine. Son rôle est d'augmenter l'enthalpie de l'air délivré par le compresseur de manière à assurer l'entraînement de la turbine.

Pour une géométrie annulaire à flux inversé, la chambre est un tore le long duquel sont répartis N injecteurs. Sur la figure (3) est représenté une coupe schématique d'un secteur de chambre de combustion.

La complexité de la géométrie et des phénomènes mis en jeu explique la difficulté à décrire les réactions chimiques et inhomogénéités observées. Notamment, la chambre doit respecter certaines contraintes :

- Délivrer des profils de température acceptables en entrée de turbine afin de maximiser sa durée de vie ;
- Assurer la durée de vie de la chambre et du système d'injection ;
- Limiter les rejets de certains produits de combustion polluants (oxydes d'azote, CO, particules...) ;

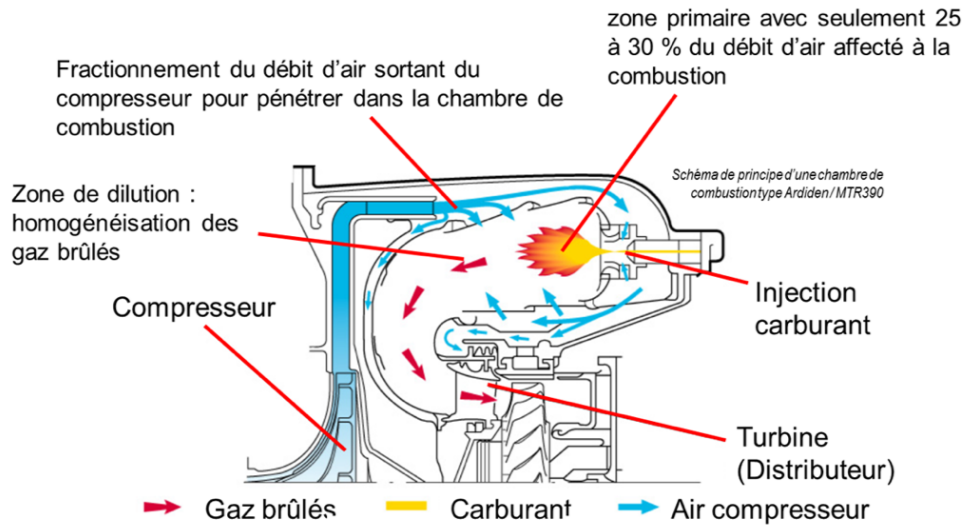


FIGURE 3 – Coupe de chambre de combustion annulaire à flux inversé [3]

L'air pénètre dans la chambre à 500°C à travers différents orifices. L'injecteur et les trous primaires alimentent la zone primaire, zone où se déroule la combustion, avec 30% du débit d'air entrant. La richesse du mélange, c'est à dire le rapport carburant/air influence l'efficacité de la chambre, c'est à dire le rapport entre l'énergie chimique contenue dans le carburant en entrée et l'énergie thermique dégagée en sortie. La richesse du mélange modifie aussi la température des gaz de combustion. Le rapport stœchiométrique délivrant une température trop importante, un compromis est trouvé pour réduire la température de la zone primaire et garder un rendement acceptable.

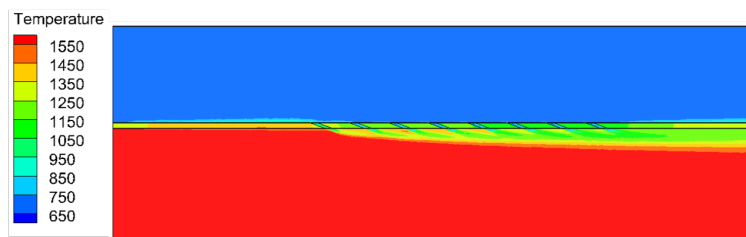


FIGURE 4 – Représentation du profil de température à travers une paroi multi-perçée [3]

Une innovation permettant le fonctionnement à haute température de la chambre concerne le système de refroidissement. Un film de double épaisseur et des parois multi-percées permettent de créer une fine couche limite d'air à faible température pour protéger les parois métalliques.

La multi-perforation consiste à percer des trous de faible diamètre (dixième de mm) par laser. Une pulsation focalisée est appliquée à plusieurs reprises jusqu'à perçage de la paroi. Cette technique permet d'assurer une efficacité de refroidissement élevée sans mettre en jeu la rigidité structurelle des pièces. La figure (9) illustre la réduction du profil de température grâce à la technique de multi-perforation : le gradient de température varie fortement au niveau de la couche limite proche de la paroi.

1.1.3 Besoins des industriels

Augmenter la durée de vie des turbomoteur est un des enjeux principaux pour les industriels. D'une part, ceci permet de réduire de façon durable les coûts liés à l'entretien, mais c'est avant tout un argument de vente et fiabilité.

En particulier, la turbine est un composant particulièrement exposé à l'usure. Située en sortie de chambre, la température de combustion est l'un des facteurs responsables de la détérioration de la turbine. Afin de garantir le respect des spécifications, les industriels ont défini des indicateurs de durée de vie : le Facteur Radial de Température (FRT) et le Facteur Local de Température (FLT) ; qui doivent être sous les limites fixées. Leur valeurs optimales sont définies par le service turbine en fonction de la forme de leur pâles et des systèmes de refroidissement installés

Entre autres, ces indicateurs FLT et FRT quantifient l'homogénéité des températures en sortie de chambre :

$$FRT = \frac{T_{moy}(r) - T_{40}}{T_{40} - T_{32}} < 1,1 \quad \quad \quad FLT = \frac{T_{max} - T_{40}}{T_{40} - T_{32}} < 1,3 \quad (1)$$

Lors de la fabrication en usine, les incertitudes liées à la position des trous, leur diamètres etc. vont influencer la performance du turbomoteur et impacter le FLT et FRT, et donc sa durée de vie.

Pour palier à cette limite technique de fabrication, les industriels vont définir des tolérances de fabrication pour garantir le respect des performances annoncées.

⇒ Un compromis doit donc être trouvé entre une fabrication moins dispersée mais chère, et la marge de respect des spécifications de performance. L'objectif de l'industriel est donc de définir la tolérance critique permettant de réduire les coups sans mettre en jeu les performances et durée de vie des composants.

1.2 Calculs LES à 3 dimensions

A travers notre étude, un modèle est proposé permettant de relier les incertitudes sur les mesures géométriques, liées aux tolérances de fabrications, aux performances des chambres de combustion, évaluées avec FLT et FRT.

On se base sur les résultats de Guillaume Vignat obtenus lors de son stage de fin d'étude chez Safran Helicopter Engines ; ses travaux de recherches ont aboutis à la publication scientifique "Analysis of the Sensitivity of Geometrical Variations of a Modern Helicopter Engine Combustor using LES simulations" . [1] Grâce à l'utilisation de méthode

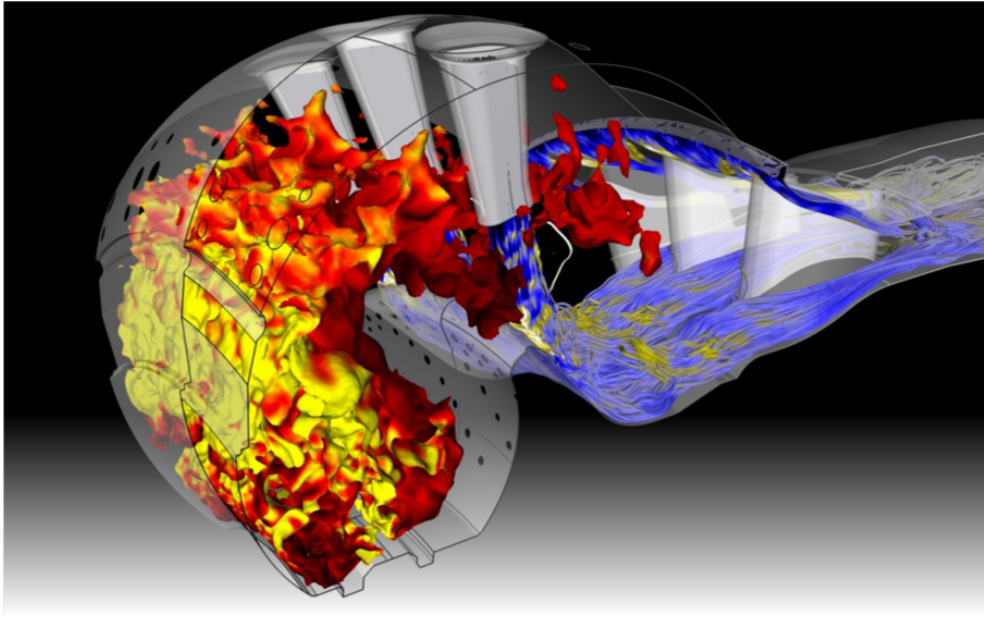


FIGURE 5 – Simulation LES 3D sur une section de chambre de combustion[1]

de simulations numériques 3D, l'étude a permis d'obtenir des valeurs modélisées pour les paramètres FLT et FRT à partir de données géométriques de 30 chambres de combustions choisies grâce à la méthode LHS. Cette méthode permet de choisir le plan d'expérience le plus significatif possible : on peut donc récolter un maximum d'information avec un minimum de tirages. Outre l'utilité des résultats obtenus, il est essentiel de mentionner les limites rencontrées :

- Les coûts en terme de temps de calculs machine de modélisations 3D sont élevés. Sur une période de 6 mois, seuls 30 configurations différentes ont pu être testées.

- Afin de réduire les coûts de l'étude, la N-périodicité de la chambre de combustion a été supposée. La chambre contenant $N=9$ injecteurs, on considère les N sections égaux. Ainsi, seul $1/9$ de la chambre est modélisé à chaque configuration. Les effets de disparités azymutales sont donc négligés.
Cette hypothèse est loin d'être triviale car les différences de géométrie entre les sections peuvent engendrer des mouvements de convection circulaire. Ceci, entre autre, modifie la structure de l'écoulement et donc de l'état des gaz en sortie.
- Un nombre limité de paramètres décrivant la géométrie de la chambres est utilisé. Ils ont été choisis car ils sont accessibles par des tests simples sur les chambres en usine et ont a priori, par expériences des ingénieurs combustion, un impact important sur la performance étudiée.

2 Besoins du Client et Objectifs

2.1 Besoins du Client

Lors de la fabrication des pièces en usines, il est impossible de respecter exactement les cotations définies pendant de la phase de conception. Les disparités géométriques liées à l'outillage, les matériaux et conditions de production sont inévitables et aléatoires. Pour des conditions spécifiques, on définit des intervalles de tolérance qui donnent la répartition des défauts qui peuvent apparaître pendant la fabrication de la pièce. Le

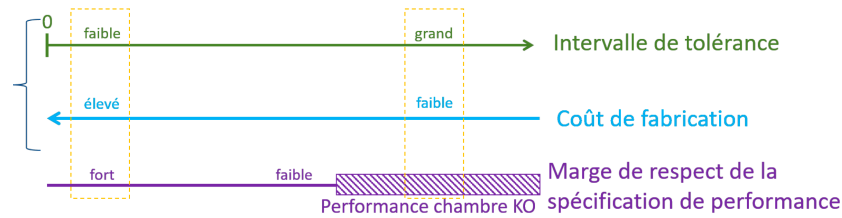


FIGURE 6 – Besoins du client

besoin de notre client, Safran Helicopter Engines, est défini par la recherche des tolérances de fabrication les plus économiques permettant de respecter les spécifications de performance des chambres de combustion.

2.2 Objectifs de l'étude

L'objectif de notre étude consiste à fournir un metamodelle permettant de relier l'impact des défauts géométriques (liés aux tolérances de fabrication) aux performances de la chambre, évaluées grâce aux indicateurs FLT et FRT. Pour ce faire, nous reprendrons le travail de TMO02 en 2017 pour produire un modèle fonctionnel.

La distribution des incertitudes sur les mesures géométriques suit une loi normale : il s'agit donc d'obtenir la distribution à postériori des indicateurs de performances à partir de la distributions connues des tolérances géométriques (voir figure (7)).

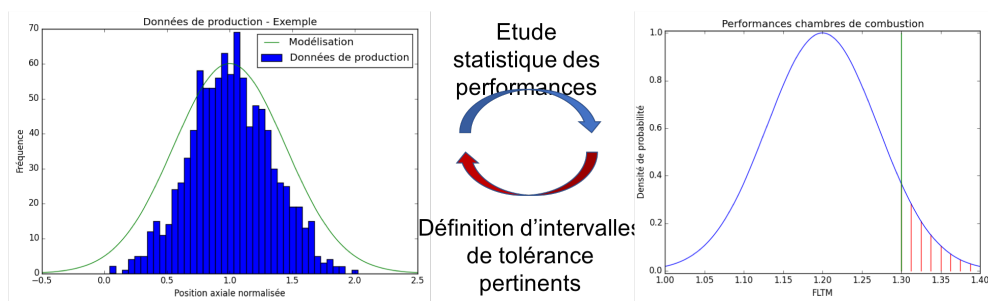


FIGURE 7 – Conceptualisation du métamodèle

3 Schéma général de l'étude et du livrable

Suivant les objectifs de l'étude, nous devons établir un programme de calcul qui à partir de tirages aléatoires de chambres de combustions donne une densité de probabilité de FLT. Nous allons dans cette partie présenter la structure du programme, ce qui nous permettra dans les parties suivantes d'expliquer précisément certaines parties de notre programme.

3.1 Paramètres d'entrée et modélisation d'une chambre

On modélise une chambre de combustion en la divisant en 9 secteurs, chaque secteur contenant un injecteur. Cette division est issue de l'étude de G.Vignat qui avait opéré les calculs LES sur $1/9^e$ de chambre en considérant la chambre de combustion périodique. Ce découpage avait pour but de simplifier les calculs LES coûteux en temps.

Pour l'étude de l'impact des tolérances de fabrication sur les performances d'une chambre de combustion d'hélicoptère, il apparaît d'après l'étude de G.Vignat que les 6 paramètres suivants sont déterminants :

1. X_1, X_2, X_3 : perméabilité de zones multipercées de la chambre de combustion
2. X_5 : position axiale d'un trou d'alimentation
3. X_8 : diamètre du trou alimentant le film de refroidissement interne
4. X_{10} : ratio massique carburant/air du mélange injecté dans la chambre de combustion

L'étude menée par le groupe TMO-02 en 2017 faisait intervenir plus de paramètres, mais certains ont été éliminés car leur influence est négligeable sur la performance, suivant leurs indices de Sobol.

Ainsi, nous avons un ensemble de 6 paramètres par secteur de chambre de combustion et 9 secteurs par chambre. Pour notre étude statistique, chacun de ces paramètres est une variable aléatoire dont nous allons observer des réalisations. Les lois suivies par ces variables aléatoires sont déterminées par les données de productions. Il s'agit de gaussiennes dont les caractéristiques sont données ci-dessous.

Les caractéristiques de production nous permettent également de réduire le nombre de paramètres. En effet, X_1, X_2, X_3 et X_8 sont tirés une seule fois sur toute la chambre car on considère qu'ils ne varient pas significativement sur l'ensemble d'une chambre. Seuls les paramètres X_5 et X_{10} sont tirés une fois par secteur. Une chambre de combustion complète est donc représentée dans notre étude par un ensemble de 22 paramètres. Il s'agit alors d'effectuer une étude statistique que nous présentons ci-dessous.

3.2 Structure du programme de calcul

4 Etude statistique et méthode de Monte-Carlo

4.1 Méthode de Monte Carlo

La méthode de Monte Carlo est un algorithme visant à calculer une valeur approchée en utilisant des procédés aléatoires. Ici, cette méthode nous va être utile pour estimer la quantile 95% du FLTmax.

Le principe de la méthode de Monte Carlo est de définir un estimateur du quantile à partir de la fonction de répartition empirique construite à partir de n échantillons X_1, X_2, \dots, X_n tel que :

$$F_X^{(n)}(x) = \sum_{i=1}^n 1_{X_i < x} \quad (2)$$

On a alors $F_X^{(n)}$ qui converge vers la fonction de répartition de X . Pour estimer un quantile (le quantile 95 par exemple), on tire n échantillons aléatoires X_1, X_2, \dots, X_n que l'on classe dans l'ordre croissant $X_{(1)}, \dots, X_{(n)}$. On estime alors le quantile d'ordre α comme :

$$q_\alpha = \inf(x : F_X^{(n)}(x) = \alpha) \quad (3)$$

4.2 Application à l'étude statistique des performances des chambres de combustion

Dans notre étude, nous cherchons à obtenir principalement la fonction de répartition et la densité de FLT_{max} . Les grandeurs qui nous intéressent sont les quantiles qui permettent de caractériser les queues de distributions. Une attention particulière est portée à ces dernières car elles permettent de discriminer les chambres de combustion dont les performances sortent de l'intervalle voulu. Typiquement, nous souhaitons déterminer les chambres de combustions pour lesquelles $FLT > 1, 30$. In fine, l'étude doit permettre de définir des tolérances pour avoir un faible nombre de chambres dont $FLT > 1, 30$, ce qui impose d'avoir une connaissance précise des queues de distribution.

Pour cela, nous appliquons une méthode de Monte-Carlo. Etant données 9 secteurs de chambre et 5 paramètres par secteur dont les lois sont connues (déterminées à partir des données de production), un nombre important de tirages aléatoires sont effectués (supérieur à 10 000). Le métamodèle défini dans le prochain paragraphe permet d'estimer pour chaque chambre tirée le facteur FLT_{max} . Ainsi, nous obtenons, pour un nombre de chambres tirées suffisant, la fonction de répartition de FLT.

5 Construction du métamodèle

Le but du métamodèle est de pouvoir construire une étude statistique à partir des simulations effectuées par G. Vignat. Nous disposons, par cette étude, de 30 champs de FLT en fonction de 9 paramètres géométriques, qui correspondent à 30 secteurs de chambre de combustion différents. Dans notre étude statistique, nous souhaitons pouvoir tirer aléatoirement ces 9 paramètres géométriques pour estimer la FLT sur ce qui correspondrait à un secteur de chambre produite.

Pour ce faire, nous combinons une méthode d'interpolation -le krigeage- qui permet d'estimer un champ pour des paramètres quelconques à partir de champs dont les paramètres sont connus (ici les simulations effectuées par G.Vignat) et une méthode de réduction des données -la Proper Orthogonal Decomposition (POD)- pour réduire le nombre d'itérations de calcul à effectuer.

Nous présentons ces deux méthodes et notre démarche de construction du métamodèle ci-dessous.

5.1 Krigeage

Le krigeage est une méthode d'interpolation géostatistique. Elle fut développée afin de déterminer des caractéristiques géophysiques d'un gisement à partir de relevés ponctuels. Ici, cette méthode nous intéresse puisqu'on dispose de 30 observations de FLT sur un champ à 5 paramètres géométriques. Nous nous proposons ainsi d'utiliser le krigeage pour déterminer le champ FLT pour une réalisation aléatoire des 5 paramètres d'entrée.

Le principe du krigeage est d'effectuer une estimation linéaire qui minimise la variance d'estimation. Si on possède n observations en des points X_1, \dots, X_n d'une fonction f , le krigeage permet d'estimer f en un point X_0 par f^* tel que :

$$f^* = \sum_{i=1}^n \lambda_i f(X_i) \quad (4)$$

Les conditions imposées par la méthode de krigeage sont :

$$E[f^*(X_0) - f(X_0)] = 0 \quad (5)$$

et la minimisation de la variance suivante :

$$V[f^*(X_0) - f(X_0)] \quad (6)$$

Dans notre problème, nous disposons de 30 champs de FLT en fonction de simulations par G.Vignat . Ces 30 champs sont fonctions de 5 paramètres pertinents. Soient S_1, \dots, S_{30} ces vecteurs à cinq composantes et $FLT_1(r, \theta), \dots, FLT_{30}(r, \theta)$ les champs de FLT associés, qui contiennent chacun 10 000 valeurs. Nous souhaitons, pour un secteur de chambre de combustion tiré aléatoirement, reconstruire le champs de FLT associé

pour en extraire le maximum (la grandeur qui nous intéresse). Cependant, il faudrait à priori répéter autant de fois l'algorithme de krigeage que de points de la simulation. Ceci est inenvisageable car trop gourmand en temps.

L'équipe TMO-02 (2016-2017) avait essayé deux approches pour contourner ce problème. La première avait consisté à réaliser le krigeage sur les FLT maximales des 30 chambres, puisque in fine c'est le paramètre qui nous intéresse. La seconde était de réduire arbitrairement le nombre de points d'un secteur de chambre de combustion pour n'avoir à effectuer qu'un faible nombre de krigeage. Seulement, les résultats obtenus par ces deux méthodes n'étaient pas satisfaisantes.

Notre équipe se propose ainsi de tester une nouvelle technique. Nous associons la méthode de krigeage avec une méthode de Proper Orthogonal Decomposition (POD), que nous décrivons ci-dessous.

5.2 Proper Orthogonal Decomposition

Afin de réduire le nombre de krigeages à effectuer, nous appliquons un algorithme de POD aux données d'entrée. Le principe est de projeter le champs de FLT sur une base (appelée base POD) qui permette de découpler les paramètres géométriques (X_1, \dots, X_5) des variables spatiales (r, θ) :

$$FLT(X_1, \dots, X_5, r, \theta) = \sum_{i=0}^{30} \alpha_i(X_1, \dots, X_5) \phi_i(r, \theta) \quad (7)$$

où les ϕ_i forment la base POD.

L'algorithme de POD permet de déterminer les fonctions ϕ_i . Nous appliquons ensuite l'algorithme de krigeage pour calculer les coefficients α_i . Avec cette méthode, nous réduisons donc considérablement le nombre de krigeage (30 par tirage de secteur) sans perdre théoriquement d'informations. En effet, dans notre cas précis, la décomposition en 30 termes n'engendre pas de pertes de données. Plus généralement, les méthodes de POD fournissent une base dont les vecteurs sont rangés par ordre d'importance. La plus grande partie de l'information est contenue dans les premiers éléments de la base, ce qui permettrait de faire des approximations en supprimant les derniers vecteurs de la base.

5.3 Validation du métamodèle

Pour valider ce métamodèle constitué des méthodes de krigeage et de POD, nous utilisons une méthode leave-one-out. À partir des 30 champs de référence, nous retirons un des champs du jeu et nous construisons le métamodèle sur les 29 restants. Nous

testons ainsi la qualité du métamodèle en estimant le premier champ et en le comparant au champ de référence. Dans notre cas, ce sont surtout la valeur et la position du maximum de FLT qui sont déterminants.

Nous utilisons le critère Q_2 comme indicateur de la validité de notre métamodèle, appliqué aux maximas de FLT :

$$Q_2 = 1 - \frac{\frac{1}{30} \sum_{i=1}^{30} FLT_{max,i}^* - FLT_{max,i}}{Var(FLT_{max})} \quad (8)$$

Ce critère quantifie la moyenne des écarts entre le champ de référence et le champ estimé par rapport à la variance du champ estimé. On note alors que Q_2 doit être significativement proche de 1 pour que l'estimation soit bonne puisque cela signifie que les écarts entre les deux champs sont significativement petits par rapport aux variations du champ de référence.

Dans cette étude, nous fixons le seuil de validité de notre métamodèle à $Q_2 = 0,8$ puisque les simulations des 30 champs de FLT atteignent une précision de 20 pourcents.

6 Premiers résultats

La méthode expliquée précédemment nous permet d'aboutir à la construction d'un premier métamodèle, sur lequel nous avons appliqué la méthode leave-one-out et calculé le critère Q_2 . Ce métamodèle est satisfaisant dans le sens où il estime correctement la position des maximas et la forme globale des champs. De plus, le $Q_2 = 0,85$ en moyenne, ce qui rentre dans l'intervalle défini précédemment. Néanmoins, le Q_2 évalué sur les FLT_{max} est pour l'instant très médiocre et ne pourrait suffire pour poursuivre l'étude statistique, étant donné que c'est celui là qui importe réellement.

Nous avons plusieurs explications à cela, et plusieurs pistes pour améliorer ce critère Q_2 . Nous envisageons, de manière pratique à évaluer FLT_{max} sur cinquante points contre un seul jusqu'à présent, ce qui pourrait produire un effet régularisant sur les valeurs de FLT_{max} . La normalisation des données fournies par Safran Helicopter Engines est également probablement à modifier car les valeurs maximales de FLT sont proches de zéro par rapport aux valeurs sur le reste du champ. Nous nous proposons aussi de faire de comparaisons intermédiaires seulement sur la POD d'un côté et le krigeage de l'autre pour évaluer le poids de ces deux méthodes dans la justesse de nos prédictions.

Les deux figures ci-dessous illustrent l'application de la méthode "leave-one-out" sur l'un des champs de FLT issu des simulations de G.Vignat. Le premier champ est le champ de référence et le second est reconstitué par POD et krigeage sur les 29 autres

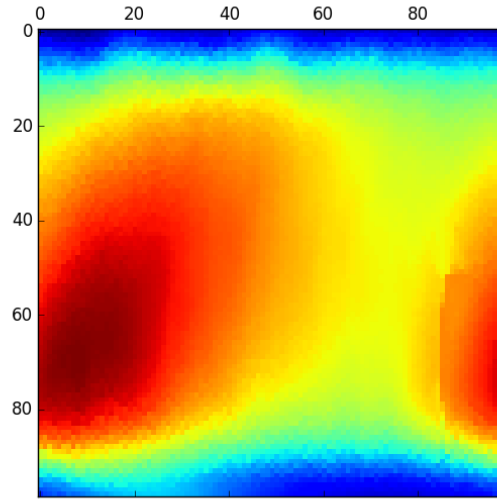


FIGURE 8 – Champ de FLT issu des simulations (G.Vignat)

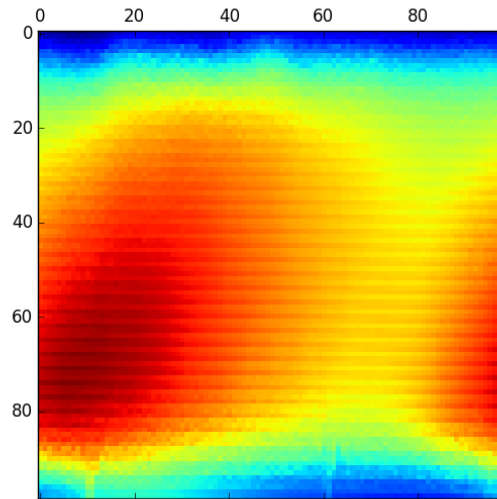


FIGURE 9 – Champ de FLT estimé par le métamodèle

champs. On note donc que le métamodèle est plutôt cohérent avec les champs d'origine, notamment sur la position des maxima. Seulement, on remarque également l'apparition de stries sur champ estimé qui sont des effets de calcul numérique et montrent peut-être une incohérence dans les données d'entrée.

7 Problèmes rencontrés

7.1 Description du problème

Nous avons réussi à mettre en place un programme rendant un champ de POD fonctionnel. La structure du programme est bonne. Néanmoins, pour réaliser le Krigage, nous utilisons le module Openturns. Or, nous avons constaté ce qui semble être un dysfonctionnement de ce module. Nous avons fournis dans le code un jeu de données pour lequel, avec un modèle de covariance initialisé avec la commande `ot.MaternModel([1],3/2)`, en approchant une fonction de $\mathbb{R}^9 \rightarrow \mathbb{R}$

Point	Y_{rel}	$Y_{recalcul}$
Pt1	0.74	$-1.3 * 10^{-7}$
Pt18	0.74	$-1.7 * 10^{-7}$
Pt27	0.74	$2.2 * 10^{-7}$

Ce genre de dysfonctionnement survient aléatoirement, il y a des jeux de données pour lesquels le Krigage marche très bien. De plus, le fait de changer les paramètres du modèle de covariance fera juste disparaître le problème sur certains jeux de données et apparaître sur d'autres. Ceci a causé deux gros soucis : Il devient difficile de calculer le Q_2 , et nous n'avons plus confiance dans Openturns pour réaliser un Krigage qui est à la base du programme. Ainsi, dans le programme que nous rendons, il faut reconstruire les fonctions du fichier `Kriging.py`, probablement en utilisant un autre module.

7.2 Solutions envisageables

Bien que nous n'ayons pas eu le temps pour proposer une résolution au problème rencontré, nous pouvons soumettre quelques pistes de résolution.

Le krigage étant une méthode mathématique complexe que nous ne maîtrisons que partiellement, il faudrait rentrer dans le détail de cette méthode, et notamment connaître exactement l'influence du modèle de covariance, de manière à pouvoir le régler correctement et éviter les divergences incohérentes rencontrées.

Une solution envisageable serait d'utiliser le module Batman dérivé d'Openturns et développé par le CERFACS, car nous pouvons disposer d'un support concernant ce module.

8 Post-processing

8.1 Etude de l'influence du paramètre X_{10} sur les performances de la chambre de combustion

Si le programme construit ne permet pas de mener une étude sur tous les paramètres de la chambre de combustion, nous pouvons étudier les performances en terme

de FLT_{max} et FRT_{max} en fonction du paramètre X_{10} qui quantifie la richesse du mélange injecté dans la chambre de combustion, et pour la chambre de combustion nominale (champ de FLT 29 dans les données d'entrée).

Ici, nous présentons les résultats d'une étude à 10 000 tirages du paramètre X_{10} suivant une loi normale de moyenne 1 et écart type 0.133 (valeurs adimensionnées). Ci-dessous, les figures 10 et 11 présentent les répartitions respectives FRT_{max} et FLT_{max} . A partir de ces deux résultats, nous pouvons reconstruire des fonctions de répartitions continues, qui comme on l'observe, sont des gaussiennes. Les moyennes et variances empiriques de ces gaussiennes sont respectivement $(0,025; 3,03.10^{-13})$ pour FRT_{max} et $(2,60; 1,08.10^{-8})$ pour FLT_{max} .

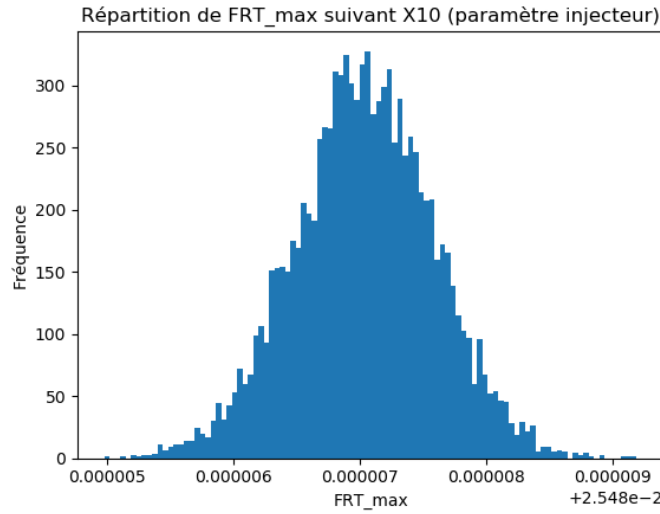


FIGURE 10 – Répartition des FRT_{max}

Sans connaître les valeurs dénormalisées, on peut déjà constater que les variances des gaussiennes sont très faibles. Ainsi, les variations du paramètre X_{10} a relativement peu d'influence sur les performances de la chambre en terme de FLT et FRT. Ces conclusions ne sont valides que si le modèle établi est suffisamment cohérent avec la réalité.

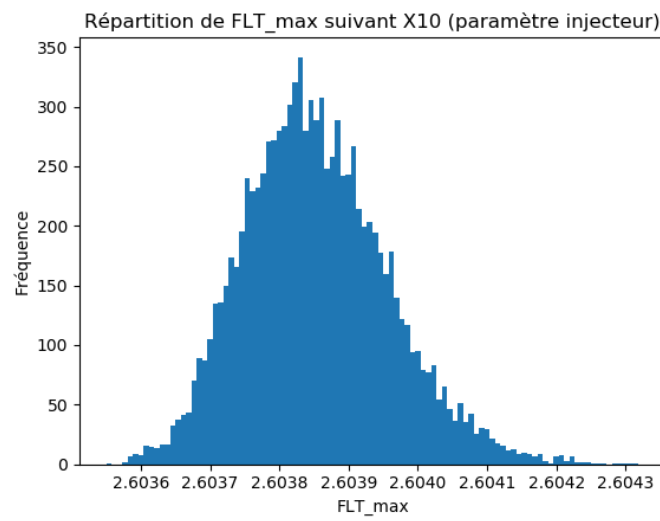


FIGURE 11 – Répartition des FLT_{max}

9 Conclusions

9.1 Faisabilité du livrable

Ce projet nous avait été annoncé comme incertain au début de l’année. Effectivement, il s’est avéré compliqué de mettre en oeuvre les méthodes mathématiques et numériques adaptées afin de résoudre le problème demandé et notamment de réussir à construire un métamodèle viable pour construire un outil de simulation des performances d’une chambre de combustion en fonction de ses paramètres géométriques.

Si les méthodes périphériques étaient relativement simples à développer et peuvent être encore améliorées relativement facilement, le développement du coeur du programme s’avère plus compliqué.

A la fin de ce projet, nous ne pouvons pas encore statuer de manière catégorique sur la faisabilité d’un tel programme qui permettrait de fournir A la fin de ce projet, nous ne pouvons pas encore statuer de manière catégorique sur la faisabilité d’un tel programme qui permettrait de fournir à Safran Helicopter Engines un outil de calcul des tolérances.

Néanmoins, il apparaît qu’en maîtrisant mieux les techniques de krigeage et leur mise en oeuvre algorithmique, nous pourrions probablement aboutir à des résultats intéressants et exploitables, si l’on en croit l’expérience du groupe TMO-02 en 2016-2017 et les programmes développés cette année qui ont fourni un début d’amélioration du métamodèle.

9.2 Améliorations possibles

A ce point de l’étude, nous envisageons deux pistes d’améliorations. D’une part le développement sous python d’un algorithme de krigeage fiable. D’autre part, la prise en compte des interactions entre secteurs au sein d’une même chambre de combustion.

Comme suggéré dans la précédente partie, le développement d’un algorithme de krigeage fiable passe par une compréhension fine des modèles de covariances, du krigeage, et des modules python tels que Openturns ou Batman. Nous suggérons ainsi de faire appel à un statisticien afin d’apprendre à manipuler ces méthodes mathématiques.

Pour la prise en compte des échanges inter-secteurs, que nous n’avons pu améliorer par manque de temps, il s’agirait de prendre en compte des échanges d’enthalpie dans la zone primaire. Cela se traduirait par une modification du programme de post-processing en intégrant ces échanges d’enthalpie au calcul de la température de zone primaire à partir de X_{10} .

Enfin, une amélioration, purement technique cette fois-ci, serait de développer les programmes en programmation orientée objet. Cela permettrait d’avoir un programme probablement plus clair et plus modulable, avec des objets tels qu’une chambre de combustion, et diverses méthodes. Avec un tel paradigme de codage, les améliorations proposées ci-dessus serait plus facilement intégrables dans les codes existants et il y aurait moins de temps à accorder à la compréhension et à la reprise des codes existants.

9.3 Apports pédagogiques

Sur le plan des connaissances techniques, ce projet nous a permis de monter en compétence sur des méthodes telles que le krigeage et la POD. Il nous a permis également d'affronter un projet industriel concret, nécessitant des connaissances pointues en mathématiques et une vue d'ensemble sur des aspects plus physiques (thermodynamique, mécanique des fluides).

Hormis le plan purement technique du problème proposé, ce projet nous a permis également d'acquérir une première expérience en gestion de projet. Nous avons pu ainsi toucher du doigt les difficultés à mener un projet à des résultats pertinents et la part importante des imprévus dans un tel projet. Par exemple, nous n'imaginions pas passer autant de temps sur le krigeage.

Nous remercions ainsi notre client, Patrick Duchaine pour Safran Helicopter Engines, et notre responsable pédagogique, Guillaume Vignat, pour nous avoir aiguillé sur ce projet enjeux.

Table des figures

1	Schéma représentatif d'un turbomoteur[2]	3
2	Chambre de combustion annulaire à flux inversé[3]	4
3	Coupe de chambre de combustion annulaire à flux inversé [3]	5
4	Représentation du profil de température à travers une paroi multi-percée [3]	5
5	Simulation LES 3D sur une section de chambre de combustion[1]	7
6	Besoins du client	9
7	Conceptualisation du métamodèle	10
8	Champ de FLT issu des simulations (G.Vignat)	16
9	Champ de FLT estimé par le métamodèle	16
10	Répartition des FRT_{max}	18
11	Répartition des FLT_{max}	19

Références

- [1] **Vignat, G, et al.** *Analysis of the Sensitivity to Geometrical Variations of a Modern Helicopter Engine Combustor using LES simulations*, ASME Turboexpo 2017
- [2] **Duchaine, F, et al.** *Optimisation de Forme Multi-Objectif sur Machines Parallèles avec Méta-Modèles et Coupleurs. Application aux Chambres de Combustion Aéronautiques*, 15/11/07
- [3] **P. Duchaine** *Safran Helicopter Engines*