

Optimisation du rendement propulsif d'une aile battante par la Méthode de Surface des Réponses

M. MEKADEM^a, H. SELLAMI^a, T. CHETTIBI^a, H. OUALLI^a, S. HANCHI^a

a. *École Militaire Polytechnique Bp17c Bordj El Bahri 16046 Alger Algérie*

Résumé :

Dans le présent travail la méthodologie de surface des réponses (RSM) est utilisée pour l'optimisation du rendement propulsif d'une aile battante à un nombre de Reynolds $Re = 11000$. Les paramètres cinématiques de l'aile battante, h_0 , θ_0 , ϕ et f sont considérés comme variables d'optimisation. Les RSM sont construites en se basant sur un méta-modèle établi à partir d'un plan factoriel complet. L'écoulement instationnaire, visqueux est résolu en utilisant Ansys-Fluent 12.0. Le mouvement du profil est reproduit en utilisant une subroutine interne (introduite sous forme d'UDF). La conjugaison de la RSM avec une recherche locale par la méthode de descente de gradient a permis d'obtenir un rendement propulsif maximal proche des 60%. Les résultats obtenus montrent que la RSM est suffisamment robuste et permet d'accéder facilement aux paramètres de contrôle donnant un rendement propulsif maximal.

Abstract :

In this work, the Response Surface Methodology is used to optimize the propulsive efficiency of a 2D NACA0012 airfoil in flapping motion at $Re = 1.1 \times 10^4$. The sinusoidal flapping motion parameters, namely : the non-dimensional plunge amplitude h_0 , the pitch amplitude θ_0 , the phase angle between heave and pitch ϕ and the flapping frequency f are considered as optimization variable. The unsteady laminar viscous flows over rigid flapping airfoil is computed using the commercial code ANSYS FLUENT 12.0. The flapping motion is achieved through the dynamic mesh module and an inhouse User Define Function (UDF) is used to handle both the desirable airfoil motion and the optimization process. The results show that the proposed RSM based method facilitates the optimization process and reduces the computing cost compared to other approaches.

Mots clefs : Aile battante ; surface des réponses ; rendement propulsif

1 Introduction

Ces deux dernières décennies plusieurs chercheurs sont penchés sur l'étude des mécanismes de vol et de nage, pour percer les secrets de la locomotion animale. Grâce à l'évolution des technologies et des techniques industrielles permettant la miniaturisation des systèmes volants, plusieurs études analytiques, expérimentales et numériques ont été réalisées.

De l'examen exhaustif des différents aspects relatifs au vol battu et aux mécanismes de génération de poussée ([11], [12] et [10]) émerge que le rendement propulsif η et le coefficient de poussée Ct sont antagonistes : quand η est maximal le Ct correspondant est considérablement dégradée, en revanche, lorsque Ct est amélioré, systématiquement le η correspondant est réduit.

Les études numériques et expérimentales récentes soulignent qu'il est possible d'améliorer considérablement la production de la poussée des ailes battantes en agissant sur l'écoulement et sur les paramètres cinématiques du mouvement de battement. Ceci justifie le recours aux techniques d'optimisation.

Tuncer and Kaya (2005)[14] optimisent le rendement propulsif et/ou la force de poussée d'une aile battante en utilisant la méthode de descente de gradient. Par un calcul parallèle et une optimisation multi-objectifs, réalisés à $Re = 1 \times 10^4$ et $M = 0.1$, ils ont obtenu un $\eta_{max} = 67.5\%$ avec $Ct = 0.18$ et un $Ct_{max} = 1.45$ avec $\eta = 38\%$.

Kaya and Tuncer(2006)[4] ont résolu le même problème indiqué dans [14] mais avec un mouvement de battement décrit par des fonctions NURBS de 3^{ème} ordre. Par rapport au mouvement sinusoïdal, un gain significatif, en terme de Ct et/ou η , a été obtenu.

Plus tard, les mêmes auteurs ont utilisé la Méthodologie de la Surface des Réponses (RSM), ([5, 6]) pour optimiser la poussée générée par un profil d'aile simple et double en configuration biplan avec un mouvement de battement NURBS. Ils ont constaté que la RMS nécessite un coût de calcul moindre que la méthode du gradient.

A un faible nombre de Reynolds $Re = 1.1 \times 10^3$, Soueid et al.(2009)[13] ont optimisé la cinématique d'une aile battante par la technique de descente de gradient et la méthode quasi-Newton. Cette étude corrobore les conclusions obtenues par Anderson et al.(1998) [1], à savoir que le meilleur η est obtenu lorsque : (i) l'allée de Von Kàrmàn inverse est observée, (ii) le nombre de Strouhal est proche de $St = 0.2$, et (iii) un angle de phase $\varphi = 90^\circ$.

En utilisant la RMS, Mekadem et al.(2011)[7], ont optimisé le rendement propulsif d'un profil d'aile en mouvement de pilonnement à ($Re = 3.3 \times 10^3$, 1.1×10^4 et 2.2×10^4). L'algorithme Nelder-Mead a été utilisé pour trouver les paramètres de contrôle optimaux. Les auteurs rapportent que quelque soit le nombre de Reynolds considéré il est possible de maintenir un même niveau de rendement propulsif : (i) en choisissant une fréquence plus élevée pour obtenir une meilleure force propulsive ou (ii) en diminuant la puissance requise en adoptant une plus basse amplitude.

2 Cinématique et performances d'une aile battante

Une aile battante est définie comme étant une aile subissant simultanément un mouvement de pilonnement $h(t)$ et un mouvement de tangage $\theta(t)$ décrits, généralement, par les équations suivantes :

$$h(t) = h_0 c \cos(\omega t) \quad \theta(t) = \theta_0 \cos(\omega t + \phi) \quad (1)$$

avec h_0 : amplitude maximale de pilonnement, c : corde du profil, $\omega = 2\pi f$: pulsation de battement, t : temps, θ_0 : amplitude maximale de tangage et ϕ : angle de déphasage entre les mouvements de pilonnement et de tangage.

Lors de son mouvement l'aile battante produit une force de traînée $X(t)$, une force de portance $Y(t)$ et un moment de tangage $M(t)$. Si $T = \frac{1}{f}$ est la période d'oscillation, la force de propulsion moyenne \bar{F} produite par cycle de battement et la puissance moyenne consommée par cycle \bar{P} , sont définies par :

$$\bar{F} = -\frac{1}{T} \int_0^T X(t) dt \quad \bar{P} = \frac{1}{T} \left(\int_0^T Y(t) \frac{dh(t)}{dt} dt + \int_0^T M(t) \frac{d\theta(t)}{dt} dt \right) \quad (2)$$

On définit les coefficients moyens de puissance \bar{C}_p et de poussée \bar{C}_t par :

$$\bar{C}_p = \frac{\bar{P}}{\frac{1}{2} \rho S U_0^3} \quad \bar{C}_t = \frac{\bar{F}}{\frac{1}{2} \rho S U_0^2} \quad (3)$$

Avec ρ : masse volumique du fluide, S : maître couple du profil et U_0 : vitesse de l'écoulement libre.

Le rendement propulsif η est le rapport de la puissance utilisée à la puissance fournie :

$$\eta = \frac{\bar{F} U_0}{\bar{P}} = \frac{\bar{C}_t}{\bar{C}_p} \quad (4)$$

3 Modélisation numérique et procédure d'optimisation

3.1 Maillage et Solver utilisé

Selon la stratégie du maillage adoptée et des contraintes imposées par l'utilisation de module de maillage dynamique la géométrie de la figure 1 a été adoptée pour mener les différentes simulations. Pour s'affranchir des perturbations causées par les conditions aux limites, l'entrée du domaine de calcul se

trouve à 12.5c en amont du bord d'attaque du profil. La sortie est localisée à 30c en aval du bord de fuite et les deux surfaces latérales du domaine de calcul sont situées à 12.5c au-dessus et au-dessous du profil d'aile. Pour maîtriser la qualité du maillage et selon la stratégie proposée par [3], [9], [2] et [7], le domaine de calcul est subdivisé en quatre zones (Figure 1) interconnectées par des interfaces qui assurent la conservation des flux des quantités physique transportées sans agir sur la qualité de l'écoulement. La zone 1 a un maillage structuré moins fin car elle est loin des perturbations causées par l'aile en mouvement de battement et par conséquent une absence de forts gradients physiques. La zone 2, adjacente à l'aile, est en mouvement avec celle-ci et ne subit aucune déformation. Pour capter précisément les gradients physiques présents au voisinage de l'aile, cette zone est maillée avec un maillage structuré dense avec un $y^+ \simeq 1$. Pour résoudre le champ l'écoulement autour d'un profil NACA0012 en mouvement de battement des simulations numériques ont été menées en utilisant le logiciel ANSYS FLUENT12.0. Un solver 2D instationnaire avec l'algorithme *SIMPLEC* pour le couplage Vitesse-Pression est considéré. L'utilisation du maillage dynamique impose une discrétisation temporelle du premier ordre. La discrétisation spatiale des termes convectifs est évaluée par un schéma amont de 2^{ème} ordre et des termes diffusifs par un schéma centré de 2^{ème} ordre. Les simulations sont réalisées pour un écoulement laminaire, incompressible. Le mouvement de battement de l'aile est réalisé grâce à l'utilisation de la méthode "Dynamic Layering" (voir [2]) adaptées au maillage structuré. Le solver et la grille utilisés ont été validés par [7].

3.2 Méthodologie de la Surface des Réponses

On utilise la RSM, méthode issue des techniques de plans d'expériences, pour trouver l'optimum d'un phénomène physique décrit par un modèle mathématique. Elle consiste à construire un méta-modèle $\tilde{\phi}$ de la fonction objectif ϕ formulé en fonction des variables de conception. La fonction $\tilde{\phi}$ est réalisée à partir du calcul préalable de la fonction ϕ pour un nombre limité d'évaluations choisis par l'utilisateur en fonction de la méthode d'approximation utilisée (splines, moindres carrés...). L'approximation polynomiale quadratique est la forme la plus populaire en raison de sa flexibilité lors de l'approximation de réponses non linéaires. Le maximum peut être obtenu dans le milieu du plan d'expérience. Le risque de création d'un maximum local non désiré peut être évité en augmentant l'ordre de l'approximation. Le modèle mathématique de l'approximation quadratique, utilisé dans cette étude, est décrit ci-dessous :

$$\phi = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^{k-1} \sum_{j=i+1}^k \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (5)$$

Avec k le nombre de variables d'optimisation, ϵ est l'erreur, et les paramètres β_i , β_{ii} et β_{ij} paramètres de régression. Ces derniers seront identifiés grâce à n expériences qui nous permettent d'établir un

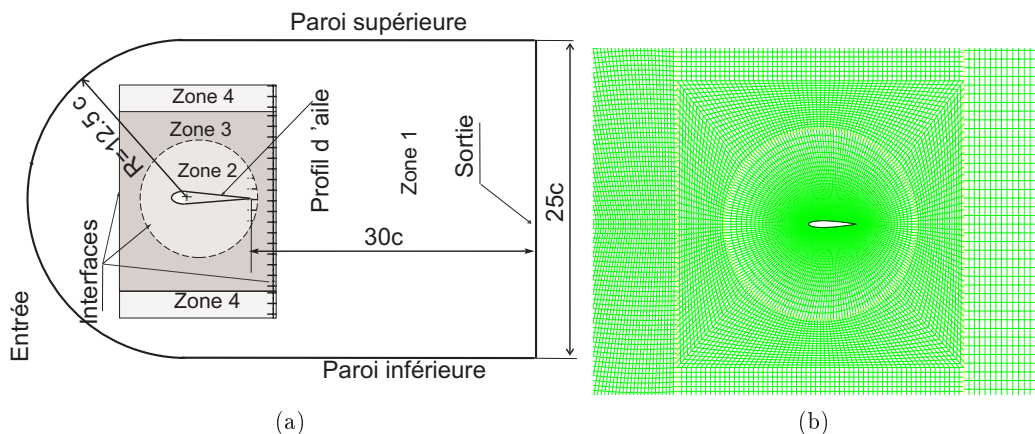


FIGURE 1 – Domain de calcul et maillage utilisé

système de n équations sous la forme matricielle suivante :

$$\begin{pmatrix} \phi 1 \\ \phi 2 \\ \phi 3 \\ \vdots \\ \phi n \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1p} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2p} \\ 1 & x_{31} & x_{32} & \dots & x_{3p} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{np} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \beta 1 \\ \beta 2 \\ \beta 3 \\ \vdots \\ \beta n \end{pmatrix} + \epsilon \quad (6)$$

Où x_{ij} dénote la $i^{\text{èmes}}$ expérimentation à l'essai de la variable x_j , ϵ le vecteur d'erreur, n le nombre d'expérimentations et p le nombre de termes dans le polynôme de l'équation.

Les coefficients de régression sont obtenus par moindres carrés : $\tilde{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T \phi$ et le modèle de régression ajusté est donc : $\tilde{\phi} = X \tilde{\beta}$. La précision du modèle de surface des réponses est évaluée à l'aide de l'erreur absolue moyenne, l'erreur maximale, l'écart type $RSME = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\phi_i - \tilde{\phi})^2}{n}}$ et le coefficient de détermination $(R_{squared})^2 = 1 - \frac{\sum_i (\phi_i - \tilde{\phi})^2}{\sum_i (\phi_i - \bar{\phi})^2}$.

Où ϕ_i , $\bar{\phi}$ et $\tilde{\phi}$ sont les valeurs observées, la moyenne des valeurs observées et les valeurs approximatives respectivement.

Nous avons utilisé, dans le présent travail, une stratégie d'optimisation globale basée sur un méta-modèle dont lequel le nombre de simulations nécessaires à la construction des surfaces des réponses est évalué par un plan factoriel complet (n^k).

4 Resultats et discussions

Pour l'optimisation du rendement propulsif η d'une aile battante nous avons utilisé la méthode de surface des réponses. La fréquence de battement f , les amplitudes maximales de pilonnement h_0 et de tangage θ_0 et l'angle de phase ϕ sont considérés comme variables d'optimisation. Toutes les simulations numériques ont été conduites à un nombre de Reynolds fixe $Re = 11000$.

4.1 Cas de trois paramètres d'optimisation

Pour l'optimisation avec trois paramètres h_0 , θ_0 et ϕ nous avons choisi de fixer la fréquence de battement à $f = 10Hz$. Un plan factoriel complet avec 5 évaluations pour chaque variable est utilisé pour construire les RSM. La fonction objectif est approximée par le polynôme quadratique suivant :

$$\tilde{\eta} = \beta_0 + \beta_1 h_0 + \beta_2 \theta_0 + \beta_3 \phi + \beta_{11} h_0^2 + \beta_{22} \theta_0^2 + \beta_{33} \phi^2 + \beta_{12} h_0 \theta_0 + \beta_{13} h_0 \phi + \beta_{23} \theta_0 \phi \quad (7)$$

L'espace de design le plus exact, résulte de la contraction du plan d'expérience vers la zone d'intérêt. Les erreurs de l'approximation obtenues avec le méta-modèle sont inscrites dans le Tableau 1 : Les résultats du processus de recherche d'optimum du méta-modèle par la technique du recuit simulé sont récapitulé dans le Tableau 2. Pour vérifier l'exactitude du méta-modèle construit nous avons réalisé des simulations supplémentaires avec les paramètres correspondant au point optimal $X_{Optimal}$. L'erreur relative (Tableau 1), entre la valeur approximée et la valeur simulée, montre que comparativement aux méthodes d'optimisation à base de gradient, la RSM est suffisamment puissante.

Pour visualiser la réponse construite, une représentation du méta-modèle est donnée par la Figure 2 par des coupes réalisées en fixant, à chaque fois, une variable d'optimisation à sa valeur optimale. La Figure 2-a, par exemple, donne la réponse construite en fonction de h_0 θ_0 en fixant ϕ à sa valeur

TABLE 1 – Résultats de l'analyse des erreurs d'approximation

Moyenne	Maximale	RMS	R-squared	Valeur approximée	Valeur simulée	Erreur relative (%)
0.0170	0.2356	0.0290	0.7846	43.31	43.785	1.0848

TABLE 2 – Espace de design et valeurs optimales des variables de contrôle

Paramètres	Limite inférieure	Limite supérieure	$X_{Optimal}$
h_0	0.1000	0.30	0.1963
θ_0	5.73°	17.19°	14.02°
ϕ	68.75°	85.94°	82.06°

optimale 82.06°. Nous constatons que les surfaces de la Figure 2 sont lisses et que les points optimaux se situent hors des frontières pour les différentes coupes de la réponse en raison du choix d'un modèle d'approximation quadratique.

4.2 Cas de quatre paramètres d'optimisation

Pour généraliser la procédure d'optimisation une approximation quadratique des surfaces de réponse est réalisée avec quatre variables d'optimisation h_0 , θ_0 , ϕ et f . Là aussi le plan d'expérience complet avec 5 évaluations pour chaque variable d'optimisation est utilisé. La fonction objectif est approximée par le polynôme quadratique suivant :

$$\begin{aligned} \tilde{\eta} = & \beta_0 + \beta_1 h_0 + \beta_2 \theta_0 + \beta_3 \phi + \beta_4 f + \beta_{11} h_0^2 + \beta_{22} \theta_0^2 + \beta_{33} \phi^2 + \beta_{44} f^2 \\ & + \beta_{12} h_0 \theta_0 + \beta_{13} h_0 \phi + \beta_{14} h_0 f + \beta_{23} \theta_0 \phi + \beta_{24} \theta_0 f + \beta_{34} \phi f \end{aligned} \quad (8)$$

Les erreurs d'approximation (Tableau 3) indiquent que, quand on augmente le nombre de variable l'approximation quadratique de surface des réponses est inappropriée. La recherche de l'optimum

TABLE 3 – Résultats de l'analyse des erreurs d'approximation

Moyenne	Maximale	RMS	R-squared	Valeur approximée	Valeur simulée	Erreur relative(%)
0.0556	0.6243	0.0927	0.3789	53.13	52.03	2.11

($X_{Optimal}$) par recuit simulé sur la RSM construite donne : $h_0 = 0.298$, $\theta_0 = 17.17^\circ$, $\phi = 87.14^\circ$ et $f = 4.034Hz$. L'erreur relative entre la valeur approximée et la valeur obtenue par simulation numérique avec les paramètres de contrôle correspondant au point optimal $X_{Optimal}$ est donnée par le Tableau 3. La comparaison entre l'optimisation avec trois et quatre variable d'optimisation montre un gain en η proche de 20%.

Pour affiner la recherche globale réalisée par RSM, nous avons opté pour une stratégie hybride en effectuant une recherche locale basé sur la méthode de descente de gradient ([8]). le processus d'optimisation par la descente de gradient, initialisée par l'optimum $X_{Optimal}$, a permis d'améliorer davantage la valeur optimale et d'obtenir un $\eta_{max} = 58.62\%$ correspondant aux paramètres : $h_0 = 0.49$, $\theta_0 = 23.39^\circ$, $\phi = 81.10^\circ$ et $f = 3.5Hz$.

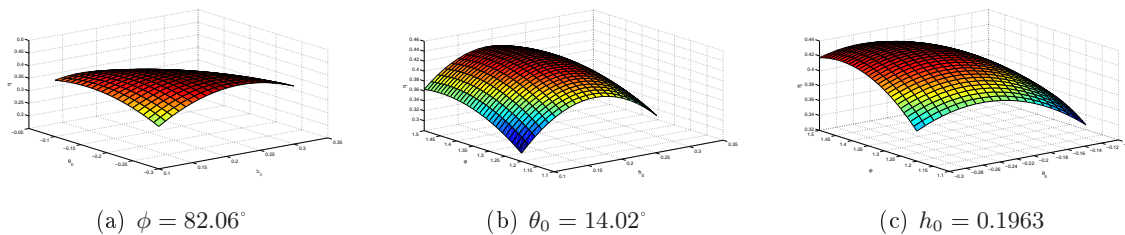


FIGURE 2 – Représentation de la réponse

5 Conclusions

La méthode de surface des réponses a été utilisée pour optimiser le rendement propulsif d'une aile battante à $Re = 11000$. Les cas de trois et quatre variables d'optimisation ont été considérés.

Outre sa rapidité, la RSM, présente l'avantage d'être facile à implémenter, cependant, l'approximation quadratique qu'elle utilise est limitée à un certain nombre de variables d'optimisation. En effet, les résultats obtenus avec quatre paramètres d'optimisation, suggéraient l'utilisation d'un autre modèle d'approximation.

Contrairement aux travaux précédents ([4, 5, 13]), la principale caractéristique de l'approche proposée en utilisant la RSM, est le fait que tous les résultats du processus d'optimisation sont stockés implicitement dans la surface des réponses. Ces données stockées sont utilisables et exploitables pour la définition des combinaisons caractéristiques modulables en fonction de la stratégie opérationnelle définie : surveillance, survol des zones hostiles. La démarche hybride, optimisation globale par RSM suivie par une recherche locale par la méthode de descente de gradient, a permis d'obtenir un rendement propulsif maximal avoisinant 60%.

Références

- [1] Anderson, J.M., Streitlien, K., Barrett, D.S., Triantafyllou, M.S. 1998. Oscillating foils of high propulsive efficiency. *Journal of Fluid Mechanics* **360**, 41-72.
- [2] Benkherouf T., Mekadem M., Oualli H., Hanchi S., Keirsbulck L., Labraga L. 2011. Efficiency of an auto-propelled flapping airfoil. *Journal of Fluids and Structures* **27** 552-566
- [3] Isogai, K., Shinmoto, Y., Watanabe, Y., 1999. Effects of dynamic stall on propulsive efficiency and thrust of flapping airfoil. *AIAA Journal* **37** 1145-1151.
- [4] Kaya, M., Tuncer, I.H. 2006 Path optimization of flapping airfoils based on NURBS. *Proceedings of Parallel CFD Conference* 15-18, Busan, Korea.
- [5] Kaya, M., Tuncer, I.H. 2008 Path optimization of thrust producing flapping airfoils using response surface methodology. *5th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2008)* Venice, Italy.
- [6] Kaya, M., Tuncer, I.H., 2008 Path optimization of dual airfoils flapping in a biplane configuration using Response Surface Methodology in a parallel computing environment. *Proceedings of Parallel CFD Conference*, Lyon, France.
- [7] Mekadem, M., Chettibi, T., Hanchi, S., Keirsbulck, L., Labraga, L., 2011 Kinematic optimization of 2D plunging airfoil motion using the Response Surface Methodology. *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A, Applied Physics & Engineering* **13**, 2 105-120
- [8] Mekadem, M., Chettibi, T., Djellal, S., Ben Mebarek, H., Mansour, A., Hanchi, S., 2012 Numerical optimization of the NACA0012 airfoil kinematics using a steepest descent method. *9th European Fluid Mechanics Conference* Rome Italy.
- [9] Miao, J.M., Ho, M.H, 2006 Effect of flexure on aerodynamic propulsive efficiency of flapping flexible airfoil. *Journal of Fluids and Structures* **22** 401-419.
- [10] Platzer, M. F., Jones, K. D., Young, J., Lai, J.C.S., 2008 Flapping-wing aerodynamics : Progress and challenges. *AIAA Journal* **46** 2136-2149.
- [11] Rozhdestvensky, K. V., Ryzhov, V.A., 2003 Aerohydrodynamics of flapping wing propulsors. *Progress in Aerospace Sciences* **39** 585-633.
- [12] Shyy, W., Berg, M., Ljungqvist, D., 1999 Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles. *Progress in Aerospace Sciences* **35** 455-505.
- [13] Soueid, H., Guglielmini, L., Airiau, C., Bottaro, A., 2009 Optimization of the motion of a flapping airfoil using sensitivity functions. *Computers & Fluids* **38** 861-874.
- [14] Tuncer, I.H., Kaya, M., 2005 Optimization of flapping airfoils for maximum thrust and propulsive efficiency. *AIAA Journal* **43** 2329-2336.