1802 KRIGING 法を用いた離陸形態における高揚力翼配置の最適設計

金崎 雅博^{*1}, 村山 光宏^{*1}, 横川 譲^{*1}, 鄭 信圭^{*2}, 山本 一臣^{*1}

High-lift Airfoil Design for a Take-Off Configuration Using Kriging Based GA

Masahiro KANAZAKI^{*3}, Mitsuhiro MURAYAMA Yuzuru YOKOKAWA,
Shinkyu JEONG, and Kazuomi YAMAMOTO^{*3} Japan Aerospace Exploration Agency
6-13-1 Osawa, Mitaka, Tokyo, 181-0015 Japan

In this paper, the design optimization of a high-lift airfoil consisted with a slat, a main wing and a flap is considered for a take-off condition. The design parameters are the elements' setting. Leading edge device, slat, should be deployed with the continuous motion from the setting for take-off to the setting for landing condition. Therefore, design space is defined with satisfying its requirement. Slat is considered zero-gap. Objective function considered here is to minimize the drag co-efficient (C_d) at a target lift co-efficient (C_l) which satisfies the FAR regulation. 16 samples are selected by Latin hypercube sampling method and they are evaluated using Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation (RANS). After this evaluation, Kriging model is constructed and the minimum C_d point is explored by Genetic Algorithm (GA)

Key Words : High-lift airfoil, Take-off, Kriging model, Genetic algorithm

1. はじめに

一般的な遷音速航空機は離着陸時に低速での揚力を生むために高揚力装置を展開する。離陸時の高揚力装置への設計要求は着陸時とは若干異なり、十分な揚力を得つつ、抵抗を下げる必要がある。着陸時には減速しつつ大きな揚力を得るということが主たる要求であること(着陸復航を除く)に対して、離陸では効率的に加速し、十分な揚力を得る必要があるためである。

また、離陸時の図1に示すような翼素展開形態を考慮するためには、翼素の展開パラメータを表す設計変数が巡航(翼素収納時)と離陸時の展開形態から制約を受ける。これは、翼素の収納形態(巡航形態)から、離陸形態、着陸形態までをスムーズに繋ぐ機構的な制約による。本研究では、設計変数がその制約を満たすように離陸時での多要素翼(スラット・母翼・フラップ)から成る高揚力翼素配置の最適設計を行なう。設計目的は必要揚力を得るときの抵抗の最小化とした。

設計に必要な空力性能評価には設計には Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation (RANS) を用いて高精度な計算を行なう。こうした高精度計算の評価回数を減らす観点から Kriging 近似手法を導入した効率的な最適設計⁽¹⁾を試みた。

^{*1} 正員, 宇宙航空研究開発機構 (〒181-0015 東京都三鷹市大沢 6-13-1)

^{*2} 正員, 東北大学, 流体科学研究所
E-mail: kanazaki.masahiro@jaxa.jp

Landing

Fig. 1 High-lift airfoil for take-off condition.

2. 設計問題の定義

2・1 設計変数 図2に翼素展開についての定義法を示す。フラップについては, gap と O/L 及び舵角を定義した。また, スラットについては, O/L を定義し, gap を0として, 母翼と接するようにした (0gap)。さらに, スラットの上面と母翼が接する点での曲率が同じになるようにスラットの舵角を設定し, 図3に示すようにスラットが母翼から滑らかに展開されるようにした。

2・2 目的関数 目的関数はある揚力係数(C_l)を持つときの翼の抵抗係数(C_d)最小化とした。三次元高揚力装置は離陸時の揚力係数(C_l)迎角を上げていったときの最大揚力係数(C_{lmax})について次の条件を満たす必要がある。

$$C_l \leq 0.6944 C_{lmax}$$

C_{lmax} は規定により2.2以上必要であることから, これを2次元に変換⁽²⁾すると, 離陸時の必要揚力 $C_l \geq 2.21$ であ

ることがわかる。以上のことから本研究では、 $C_f=2.21$ での C_d 最小化を設計目的とした。

Fig. 2 Design parameters.

Fig. 3 Slat deployment.

3. 設計手法

本研究では解空間の把握に近似手法を導入する。GAは大域解の探索において有利であるが、探索のための計算回数が多大となり、時間のかかる高精度な評価手法を取り入れると計算コストの増加が問題となる。そこで、サンプリングによる少ない評価回数でKriging法^{(1),(2)}により近似解を求め、近似解上でGAによる探索を行なう。Kriging法は解と設計空間の相関を考慮した近似手法で、多峰性のある問題についても高い精度で設計空間での解の変化を予測できることが知られている。本研究では16サンプルを用い、近似モデルの構築を行なった。

4. 結果と考察

図4にスラットO/L（スラット舵角を決定）とフラップ舵角に関するKrigingモデルを示す。この図から、フラップ舵角はそれほど大きくない位置に C_d の最小値がきている。これは、フラップを下げすぎると C_d が大きくなってしまっていることを示している。また、スラットO/Lは比較的大きくする方向に C_d の最小値を示している。これはスラットの展開によりキャンバーの効果が得られ、揚力と抵抗の比、 l/d を大きくするためと考えられる。

図5にGAによりKriging近似解空間から選んだ最適解を示す。この解の C_{lmax} はおおよそ2.8で、規定値に近い値が得られている。この解の探索には32個体64世代で行なったため、2048回の評価が必要であるが、Kriging近似モデルの導入で実際のRANS計算は16回のみで求めることができています。

Fig. 4 C_d plot against the slat overlap and the flap deflection angle.

Fig. 5 Optimum configuration for take-off condition.

文 献

- (1) Kanazaki, M., Jeong, S., and Murayama, M., High-Lift System Optimization Based on Kriging Model Using High Fidelity Flow Solver, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 49, No. 165 (2006), pp. 169-174.
- (2) Jeong, S., Murayama, M., and Yamamoto, K., Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2 (2005), p. p. 413-420.
- (3) USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM (1978).