

# 実験計画法に基づく翼形状のコード化

## Coding of a Wing Geometry Based on Experimental Design

大山 聖(東北大院) 大林 茂(東北大工) 中橋 和博(東北大工) 広瀬直喜(航技研)

Akira OYAMA, Tohoku University

Shigeru OBAYASHI, Tohoku University

Kazuhiro NAKAHASHI, Tohoku University

Naoki HIROSE, National Aerospace Laboratory

FAX 022-217-6979

E-mail: oyama@ad.mech.tohoku.ac.jp

This paper summarizes our recent work for aerodynamic optimization of a transonic wing using Evolutionary Algorithms. In the first part of the paper, a new coding technique using the experimental design method is proposed. The new technique is then applied to a multi-objective aerodynamic optimization of a transonic wing. The resultant designs show significant improvements in finding the Pareto surface. The second part of the paper discusses suitability of several airfoil parameterizations for wing shape definition.

### 1. はじめに

数値流体力学(CFD)による空力評価と数値最適化手法を組み合わせた航空機の空力形状自動設計は、機体開発に必要な期間とコストを大幅に短縮する事が期待されるため、航空機産業界で今もっとも関心が持たれている研究分野のひとつである。しかし、航空機の空力形状最適化問題は、1) 応答曲面が強い非線形性を示す、2) CFD 計算が非常に高価である、などの理由から大域的な最適解を得ることが難しい。

しかしながら、近年のコンピュータのめざましい発達により、計算コストの問題は徐々に解消される方向に向かいつつある。また、遺伝的アルゴリズム(GA)と呼ばれるロバストな最適化ツールが開発されることによって、設計変数の比較的少ない空力形状最適化問題では、よい成果を挙げている<sup>1)</sup>。

その一方で、より現実的な形状の最適化を考えた場合には、非常に多くの設計変数が必要であるという新たな困難に直面する。例えば航空機主翼の三次元形状を考えた場合、通常 100~300 程度の設計変数が必要になる。これだけ設計変数の数が多いと設計変数の交互作用も内在しやすく、応答曲面が複雑になりがちで、通常の GA では大域解を得るのが難しくなる。よって、1) 少ない変数で形状を表現できること、2) 設計変数の交互作用が少ないこと、が空力形状最適化問題のコード化では重要である。また、設計変数の交互作用の関係が事前にわかれば、その関係を考慮したコード化や GA オペレータを用いることによって、大域的最適解を得ることが可能であろう。

よって、第2節では実験計画法と呼ばれる統計学的手法を使った新しいコード化手法を提案する。第3節では翼形状表現の基本となる翼型の様々な定義法の比較を行う。

### 2. 実験計画法に基づく3次元翼形状のコード化

本節では、実験計画法<sup>2)</sup>によって得られる設計変数の交互作用の情報を利用する新しいコード化手法について説明する。通常、主翼の三次元形状はいくつかのスパン位置で翼型とねじり角を定義することによって表現される。ここでは、少ない設計変数(5つ)で様々な形状を表現できる2段階 Joukowski 変換翼型<sup>3)</sup>とねじり角を7つのスパン位置で定義することで表現される主翼形状の空力形状最適化に本手法を適用する。

はじめに、実験計画法を用いて設計変数の交互作用の分散分析を行う。ここで対象となる要因は2段階 Joukowski 変換翼型に必要なパラメータ( $X_c$ ,  $Y_c$ ,  $X_t$ ,  $Y_t$ ,  $\Delta$ ) とねじり角( $\alpha$ )のスパン方向分布およびそれらの交互作用とし、水準は各パラメータの値がスパン方向に一定、翼根から翼端に

かけて減少およびその逆の3水準とした。翼の空力評価は遷音速完全ポテンシャルコードで行い、自由流マッハ数 0.8、迎角 1度とした。このときの  $C_L$  と  $C_D$  についての結果を図1に示す。図から、10の交互作用の中で  $X_c$  と  $X_t$ 、 $Y_c$  と  $Y_t$  の交互作用のみが(危険率5%以内で)翼の  $C_L$  と  $C_D$  に影響力を持つと判断された。このことから、設計変数は通常一つの1次元配列としてコード化されるが、ここでは( $X_c$ ,  $Y_c$ ,  $X_t$ ,  $Y_t$ ,  $\Delta$ ,  $\alpha$ )のスパン方向分布を別々の配列とし、 $X_c$  と  $X_t$ 、 $Y_c$  と  $Y_t$  について図2のように木構造化し、木構造化された配列は同じ場所で1点交叉が行われやすくした。また、通常 GA に用いられる2進数表現ではなく、実数表現を用いた。

木構造化を行った場合と行わなかった場合について、多目的 GA による最適化( $C_L$  最大化と  $C_D$  最小化)の結果を図3に示す。交互作用を考慮してコード化を行った場合の方がはるかによいパレート最適解が得られることがわかる。

### 3. 翼型のコード化

前節で用いられた2段階 Joukowski 変換を用いた翼形状のパラメータ化手法は、少ない設計変数で様々な形状を表現できること、交互作用の関係が比較的簡単であること、などの理由から翼形状の最適化に有効な手法の一つであると考えられる。一方で、用いられる設計変数が少ないため、表現できる空間が不十分であることが考えられる。2段階 Joukowski 変換翼型の他にも様々な翼型定義法が提案されている。本節では2段階 Joukowski 変換翼型の他に、Theodorsen 変換<sup>4)</sup>による定義法、Sobieczky の多項式を使った定義法<sup>5)</sup>、Chang らの直交多項式を使った定義法<sup>6)</sup>、制御点を B-Spline 曲線で近似する定義法、について表現の自由度と最適化の容易性(応答曲面の滑らかさ)の検討を行う。と の定義法が必要とするパラメータの数はそれぞれ 10, 20 である。また、と に関しては任意のパラメータ数をとることができるが、ここではそれぞれ 9, 13 とした。

はじめに、各定義法の表現自由度が十分であるか確認するため、遷音速領域で抵抗が少ないとされるスーパークリティカル(SC)翼型(sc-0414)の形状を再現できるか調べた。SC 翼型の再現は、設計候補の形状と目標形状との差を GA で最小化する事によって行う。初期集団を変えて5回の試行を繰り返した。最適解の目的関数値と実際の形状を表1と図4に示す。図から、Sobieczky の定義法、Theodorsen 変換による定義法と B-Spline 曲線による定義法は SC 翼型を表現できているが、Joukowski 変換による定義法と Chang らの定義法は表現できていないことがわかる。これは、2段階 Joukowski 変換は設計変数が少ないため表現空間が小

さいこと、Chang らによる定義法は、別に行った厳密解が存在する翼型も同様に表現できなかったことから、設計変数同士の交互作用が大きく最適化が難しいためと思われる。

次に、最適化の容易性を調べるため CFD を用いて揚抗比の最大化を行った。CFD 計算には 2 次元 Navier-Stokes コードを用い、自由流マッハ数 0.8、迎え角 2 度とし、最大翼厚比が 0.12 以上となるように制約条件を加えてある。Sobieczyk の定義法、B-Spline 曲線による定義法、Theodorsen 変換による定義法の最適解の揚抗比と形状および表面圧力分布をそれぞれ表 2 と図 5 に示す。Sobieczyk の定義法と B-Spline 曲線による定義法で得られた最適解は SC 翼型に似た形状となった一方で、Theodorsen 変換による定義法で得られた最適解は異なった形状をしている。この解は前縁が尖っているため、迎え角が変わると急激に性能が落ちるという欠点を持ち実際には用いられないが、抵抗が小さく、与えられた最適化条件では最もよい揚抗比を得た。このことは Theodorsen 変換の自由度の高さと最適化の容易性を示しているものと思われる。

#### 4. 結論

空力形状最適化は、応答曲面の複雑さ、評価関数のコスト、設計変数の多さなどの特徴を持ち、最適化が難しい問題である。これらの問題に対処するため、第 2 節では実験計画法を使う新しいコード化手法を提案し、2 段階 Joukowski 変換翼型を使った主翼形状の最適化に適用することによって、その有効性を確かめた。第 3 節では翼型の様々な定義法について設計自由度と設計の容易性についての比較を行い、形状表現方法によって得られる最適解が異なることが示された。今回比較を行った中では Theodorsen 変換による翼型定義法が最も有望であると思われる。

#### 参考文献

- 1) D. Quagliarella et al., *Genetic Algorithms in Engineering and Computer Science*, John Wiley and Sons (1997).
- 2) 田口玄一, 実験計画法(上・下), 丸善 (1962).
- 3) R. T. Jones, 翼理論, 日刊工業新聞社 (1993).
- 4) T. Theodorsen, and I. E. Garrick: "General Potential Theory of Arbitrary Wing Sections," NACA TR 452 (1933).
- 5) H. Sobieczyk: "Geometry Generator for CFD and Applied Aerodynamics," CISM Courses and Lectures, No. 366, Springer Wien 137-158 (1997).
- 6) I. Chang et al.: "Geometric Analysis of Wing Sections," NASA TM 110346 (1995).

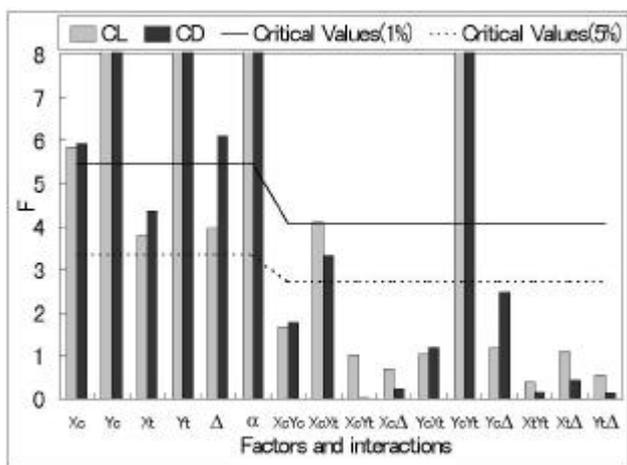


Figure 1. Effectiveness of factors and their interactions

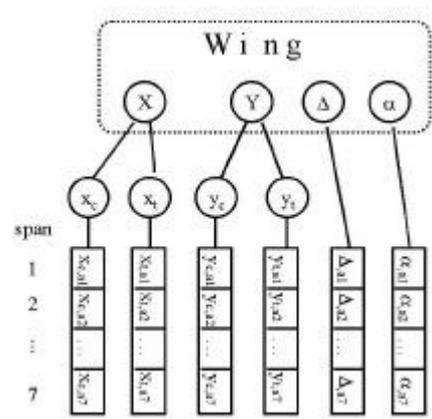


Figure 2. Tree structure of design variables

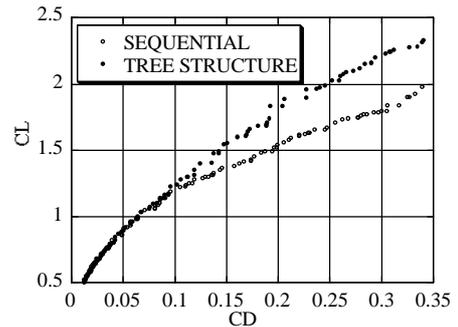


Figure 3. Pareto optimum of a wing optimization

Table 1. Residual for sc2-0414 representation

Joukowski	Chang	Theodorsen	B-Spline	Sobieczyk
0.004172	0.002395	0.001532	0.0008575	0.0008513

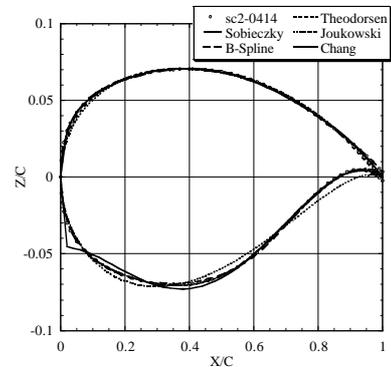


Figure 4. Comparisons of designed airfoils

Table 2. Result of aerodynamic optimization

	L/D	$C_l$	$C_d$
Sobieczyk	51.82	0.8771	0.01693
B-Spline	52.11	0.8400	0.01612
Theodorsen	53.48	0.7405	0.01385

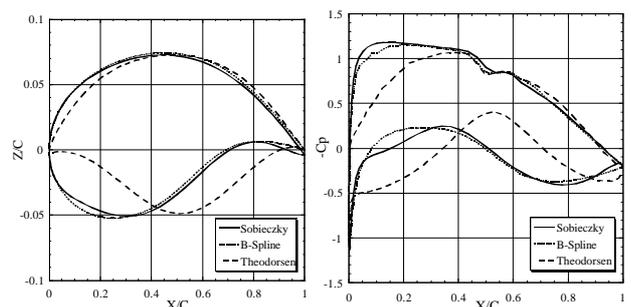


Figure 5. Designed airfoils and their  $C_p$  distributions