

# 効率的設計探査のための翼型表現とGUIの実装

Airfoil Geometry Representation and Development of GUI Tool for Efficient Design Exploration

金崎 雅博<sup>1)</sup>, 奈良 拓矢<sup>2)</sup>, 四谷 智義<sup>2)</sup>

Masahiro Kanazaki, Takuya Nara, and Tomonori Yotsuya

- 1) 博士 (情報科学) 首都大学東京システムデザイン研究科 (〒191-0065東京都日野市旭が丘6-6, kana@sd.tmu.ac.jp)  
2) 博士前期課程 首都大学東京システムデザイン研究科 (〒191-0065東京都日野市旭が丘6-6)

In this paper, airfoil geometry representation is proposed for the efficient design optimization and the knowledge discovery. Here, PARSEC airfoil representation is improved with several modifications. To investigate the possibility to solve the unknown real-world design problem, two type airfoil geometries is considered using genetic algorithms. One is a conventional transonic airfoil in the Earth atmosphere, the other is a airfoil which can be used in Martian atmosphere. To evaluate the aerodynamic performance, the structured Navier-Stokes solver with Baldwin-Lomax turbulent model is used. According to this result, the proposed airfoil representation method can generate the airfoil geometry which achieves high aerodynamic performance as same as NURBS representation. These results suggest that the proposed method can useful for the design exploration methods which include data mining, because the airfoil geometry can be defined with the design variables which show aerodynamic performance directly.

**Key Words** : *Airfoil representation, Genetic Algorithms, Data Mining*

## 1. はじめに

航空技術の創生期における翼型の開発は主に風洞実験にもとづくもので、系統的に少しずつ形状変更した翼型系列を多数制作し、その実験結果から高性能翼型を探索するものであった。系統的翼型としてNACA (National Advisory Committee for Aeronautics, 現在のNASA) 翼型などがある。一方、高性能計算機の普及と数値流体力学 (CFD) の発達とともに、最適化アルゴリズムなどを組み合わせて要求性能を満たす翼型をミッションごとに設計することが一般的になりつつある。こうした背景から、設計のコストを抑えるためにも効率的に形状を表現する必要がある。

今日ではより高度な翼型表現法に関する多くの研究開発がなされ、利用されている[1]。CADを用いるときには自由度の高い曲線を描くことができる Non-Uniform Rational B-Spline (NURBS)等によることが多い。NURBSは制御点を自由に配置し、各制御点に重みを持たせることで滑らかな曲線を表現することができる。しかしながら、各制御点のパラメータと空力関係の対応関係が取りにくく設計知識のマイニングを行う際は不利な面がある。一方、翼断面形状の幾何学的特徴を典型的な翼形学と対応させデザインパラメータとして関数化したPARSEC法[2]がある。この手法はパラメータの数が比較的少ないだけでなく、各パラメータの空力的特性への寄与度も解析しやすいことも特徴と言える。しかし、翼型学では本来キャンバー上にあるべき前縁半径の中心をPARSEC法で

はコード軸上にあると仮定している。この前縁曲率半径を用いて上面・下面を連続的につなぐため、特に前縁付近でキャンバーが大きい翼型に対しては、表現性能に大きく影響を及ぼし、本来の翼型の定義から表現度かなりはずれてしまうといった問題がある。そこで、この問題を解決するため、松島らにより翼型をキャンバーと厚み分布にわけて定義した修正PARSEC法[5]が提案され、JAXA超音速実験機に適用された翼型も表現できることを示している。その一方で、この表現手法が既存の翼型以外に、未知の翼型設計問題に対しどの程度の解決能力を有するかの検討は依然必要と考えられる。

そこで本研究では修正PARSEC法を実際の翼型設計問題に適用し、従来のPARSEC法やNURBSによる表現手法と比較する。実用問題への適用性を考えるために、遷音速翼型の設計問題の他、未知性の高い火星探査航空機の翼型設計問題の解決を図った。また、汎用ツールとするためのGUIの実装についても紹介を行う。

## 2. 比較する翼型表現手法

### 2.1 PARSEC法

PARSEC法には設計変数の定義がいくつか提案されているが、11の変数で表現するPARSEC11法などが良く利用される。PARSEC法[1]は上面と下面を分離して定義する。また、翼型の重要なパラメータである前縁半径もパラメータとして直接操作したうえで上面と下面を連続的につなぐ。PARSEC法では $x-z$ 平面において翼断面の上面と下

面を表す曲線が $x$ の多項式(1)で与えられる．

$$z = \sum_{n=1}^6 a_n \times x^{\frac{2n-1}{2}} \quad (1)$$

$a_n$ は実数係数であり，図1中の11の設計パラメータを用いて表される連立方程式を解くことで求められる．本研究では後縁厚み  $z_{te}$ を0としたので残りの10のパラメータを用いて翼型を表現する．

### 2.2 修正PARSEC法1

前述したように，翼型学では本来キャンバー上にあるべき前縁半径の中心を $x$ 軸上にあると仮定しているのですが，前縁付近でキャンバーが大きい翼型に対しては本来の翼型の定義から表現度がかなり低下してしまうといった問題がある．この問題を解決するためにこの手法では図2のように翼型をキャンバーと厚みに分けて定義する．キャンバーについては式2のように5次関数で表す(図3)．キャンバーの設計パラメータは，最大キャンバー位置 ( $x_c, z_c$ )，及びそこでの曲率 $z_{c,xx}$ と後縁の $z$ 座標 $z_{te}$ ，後縁角 $\alpha_{te}$ である．

$$z = \sum_{n=1}^5 b_n \times x^n \quad (2)$$

厚み分布については，PARSEC法と同様に取り扱い，最大翼厚位置( $x_t, z_t$ )，そこでの曲率 $z_{t,xx}$ ，前縁半径 $r$ ，後縁開き角 $\beta_{te}$ を設定する．この手法ではキャンバーを表すための係数が5個，厚み分布を表すための係数が5個で合わせて10個の係数によって翼型を表現する．

### 2.3 修正PARSEC法2

キャンバーをより詳細に変化させる事により揚力を向上させることができる事を考え，前縁付近で急な勾配をつけたキャンバーを持つ翼型は多い．一方，手法1では $x$ の1次以上の項しか扱わない事から，図4に示すとおり前縁部での表現性能に欠ける恐れが依然として懸念される．PARSEC法では $\sqrt{x}$ の係数が前縁半径を表しており，キャンバーに対しても同様のパラメータ $r_c$ を付与することで表現性能が上がるものと予想される．そこで手法2ではキャンバーを次の式で表し，厚み分布に対しては修正手法1と同じ方法で表現する．

$$z = b_0 \times \sqrt{x} + \sum_{n=1}^5 b_n \times x^n \quad (3)$$

### 2.4 NURBS

NURBS (Non-Uniform Rational B-Spline) とは曲線を構成する節点の間隔が不均一な有理式を用いた曲線のことである．制御点を自由に配置し，各制御点に重みを持たせることで自由度が高く滑らかな曲線を表現することができ，デザイン分野で複雑な形状の表現手段として幅広く利用されている．

NURBSは自由度の高い曲線を描くことができるので翼型に適用する際にもその表現性は非常に豊かである．そ

こで，修正手法の表現度との比較のためにNURBSによる翼型表現でも設計を試行した．前述したようにNURBSは制御点を配置することで曲線を描く．ここでは図4のように翼上面，下面に対しそれぞれ5つの制御点を用いて翼型を表現する．但し，前縁と後縁ではそれぞれ同じ制御点を用いるので，必要な制御点の数は8となる．また，パラメータの数はPARSEC法やその修正手法と同程度とするため，図4に示す10とする．

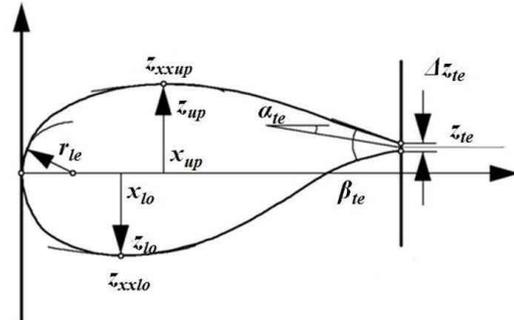


Fig. 1 Airfoil representation based on PARSEC11.

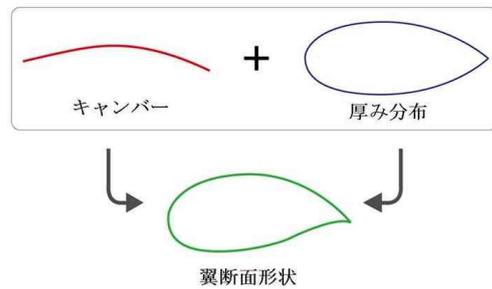


Fig. 2 Airfoil definition by thickness distribution and camber.

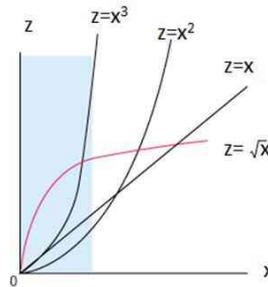


Fig. 3 Influence of  $\sqrt{x}$  in the geometry definition.

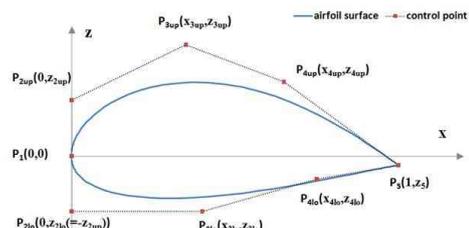


Fig. 4 Airfoil representation by NURBS.

### 3. 計算手法

#### 3.1 空力計算手法

空力計算にC型構造格子(図5)に基づいてNavier-Stokes方程式を解いた。この方程式は以下のように表わされる。時間積分にはLU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)陰解法, 流束の評価にはMUSCL法により高次精度化した3次精度風上差分[3]を適用した。また, 乱流モデルにはBaldwin-Lomaxモデルを用いた。

#### 3.2 多目的遺伝的アルゴリズム

本研究では, 形状の空力最適性の評価に多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-objective genetic algorithm: MOGA)を用いる。これにより目的関数が複数ある中でのパレート最適解を得ることができる。MOGAは非線形性の強い多目的問題に対する解決能力が高く, 目的関数の可微分性を問わない事などから任意のソルバーを比較的簡単に導入する事ができ, 現在では多数の実用問題への適用例がある。本研究ではMOGAの改良版である領域分散型MOGA(Divided Range MOGA: DRMOGA)[4]を用いた。世代数を16, 初期個体数を12, 領域数を2と設定した。また, 目的関数は揚力係数 $C_l$ 最大化, 抗力係数 $C_d$ 最小化とし, 翼厚などの制約は設けない。

#### 3.3 並行座標プロット(PCP)

平行座標プロット(PCP: parallel coordinate plot)は多変量データを可視化するのに有用な統計グラフの一つである。PCPでは変数の座標軸を平行に配置し, すべての変数を正規化した上で設計変数の最小値が下端に, 最大値が上端になる様に観測値をプロットする。そして隣接する座標軸上の観測値をそれぞれ線分で結ぶ。これはすべての変数の座標軸を一画面に表示できることから, 同時にすべてのデータを表示することが可能である。本研究では変数の範囲が0-1となるように正規化したPCPを用いた。

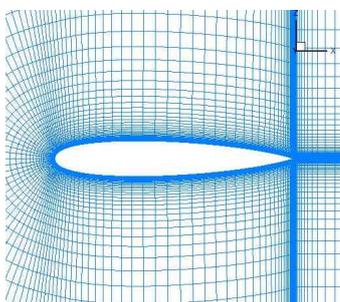


Fig. 5 Computational grid.

### 4. 計算条件

#### 4.1 遷音速飛行条件

遷音速飛行の条件として高度10000m, 巡航マッハ数 $M=0.8$ , 国際標準大気を仮定し, レイノルズ数 $Re=1.0 \times 10^7$ , 迎角を2度とした。また, PARSEC法, 修正PARSEC法1, 修正PARSEC法2, NURBSにより表す翼型設計範囲内には翼厚25%が内包するようにした。

#### 4.2 火星大気条件

火星の大気では音速が低いため, 高マッハ数低レイノルズ数流れとなる。マッハ数 $M$ は0.48, レイノルズ数 $Re$ は25977とした。レイノルズ数を求める際の代表長さ $L$ は大山らの文献[11]と同じく $L=0.2495[m]$ とした。PARSEC法, 修正PARSEC法1, 修正PARSEC法2, 及びNARBSの設計範囲内には翼厚30%以内が内包するようにした。

### 5. 結果

#### 5.1 MOGAによる探索結果

##### 5.1.1 遷音速条件

図6にMOGAによる概ね収束したと見られる探索結果の比較を示す。この図からNURBSが他の手法と比べて最適方向から離れている事が分かる。これは他の手法が翼形状表現に特化した手法であり自動最適化に適しているのに対して, NURBSはそうではない事を示している。また, PARSEC法と修正手法を比較すると, 修正手法1, 2共に, 特に $C_l$ が大きいときに $C_d$ がより小さい解(150counts程度)を得ており, キャンバーを分離する事の有効性も分かる。一方で, 修正手法1と2では大きな差は観測されなかった。これは修正手法1である程度の収束解が得られている事他, 迎角2度と小さめに設定したために,  $r_c$ の影響が顕在化しなかった事が原因と考えられ, 今後は高迎角での検討なども必要と言える。

##### 5.1.2 火星飛行条件

図7に5.1.1と同様に得た火星大気条件での結果を示す。前節と同様にNURBSは解の進みが鈍い。また, PARSEC法と修正手法とを比較すると, 遷音速条件と異なり, 修正手法ではどの $C_l$ でも $C_d$ が150counts程改善されている。これは元のPARSEC法は地球での遷音速飛行に特化した方法であるのに対し, 修正手法は未知の大気条件における翼型も表現できる事を示している。また, 修正手法1と2では数countsではあるが, 修正手法2がより小さな $C_d$ を得ている $C_l$ の範囲が存在する。

#### 5.2 PCPによる探索結果

図8に図6, 7で得た非劣解集合から揚抗比( $C_l / C_d$ )の大きい5個体をPCPにより可視化した図を示す。図8(a)はPARSEC法による結果であるが, 火星大気条件では全体にばらつきがみられ, 地球上での遷音速条件でも後縁角などに一意な傾向は見られない。一方で修正手法1, 2では図8(b)(c)に見られるようにばらつき範囲を狭められており, データマイニングに適した表現手法と言え, さらには地球大気遷音速状態以外の未知の設計問題にも対応出来ることを示している。図8(b)(c)から火星条件に適した翼型を考察すると, 地球遷音速翼型と比較して, 前縁半径が小さく, 大きなキャンバーとなると言った知識を得る事が出来る。また, 修正手法2のキャンバーは修正手法2と比べてキャンバーが小さい。これは前縁でのキャンバー形状を詳細に表現する事によって, 極端に大きすぎるキャンバーを避ける事が出来る事を示していると考えられる。

### 5.3 GUIへの実装

本研究では以上の結果をさらに詳細に検討すると共に、汎用化を目指す。NASAではViecle Sketch Pad[5]と呼ばれる航空宇宙機向けのGUIツールを開発・配布しているが、米国内でしか利用できないなどの事から航空宇宙機に特化した形状表現ツール開発を目指す。図9は開発中の画面であるが、本稿で解説した表現手法の他に三次元形状への補間もGUI画面から出来、翼胴融合形態(Blended Wing Body: BWB)の検討などに利用された[6]。

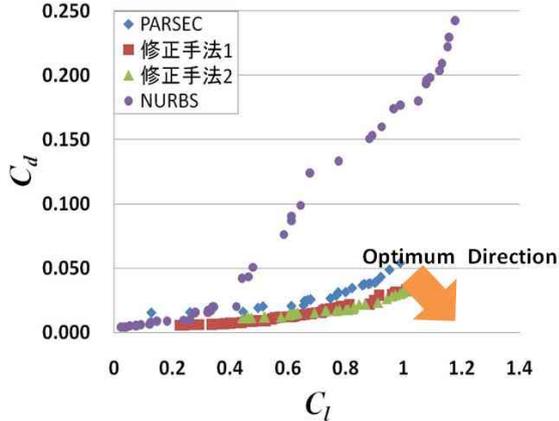


Fig. 6 Non-dominated solutions obtained by MOGA for a transonic airfoil designs.

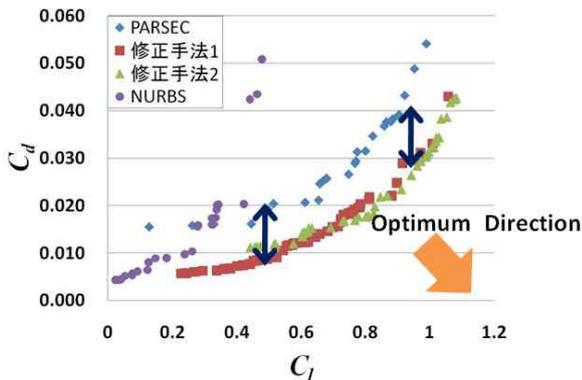
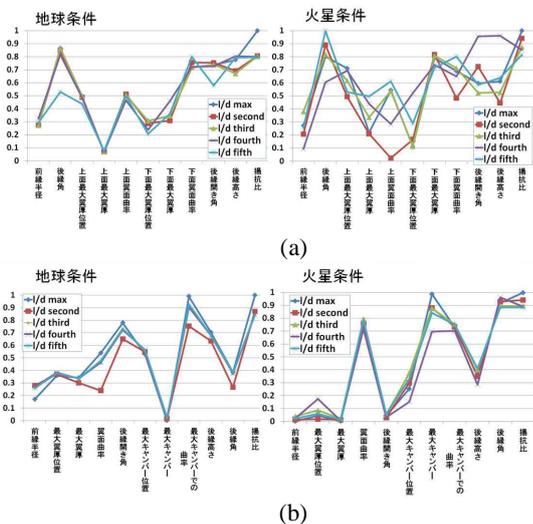


Fig. 7 Non-dominated solutions obtained by MOGA for a Martian airfoil designs.



(c)

Fig. 8 Comparison of PCP plot among PARSEC airfoil representation, proposed airfoil representations; (a)PARSEC airfoil representation, (b)modified PARSEC airfoil representation1, and (c)modified PARSEC airfoil representation2.

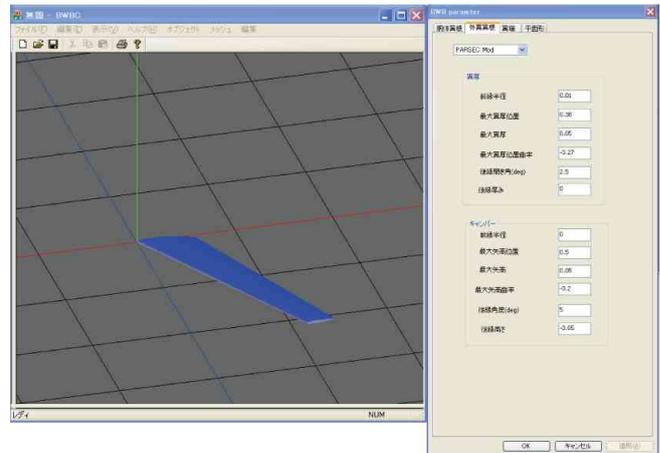


Fig. 9 Development of aircraft's geometry definition tool.

### 6. まとめ

本研究では PARSEC 翼型表現を改良し、同程度の設計変数数でより多様な問題に適用できる修正 PARSEC 法の検討を行った。一般的な超音速翼型設計の他、未知性の高い火星探査航空機の翼型設計について、GA による多目的解を取得し、修正手法の優位性を確認した。また、GUI を利用した汎用化への展望も示した。今後はツールの汎用化を進めるとともに、超音速翼型設計などへの適用を通し、さらなる有効性の調査を行いたい。

### 7. 謝辞

本研究に取り組むにあたり、富山大学教授の松島紀佐先生に多大なご助言を頂きました。ここに謝意を表させていただきます。

### 8. 参考文献

- [1]Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics," Vieweg, p. 71-88, 1998.
- [2] 松澤 拓未, 松島 紀佐, 中橋 和博, 「超音速翼型設計における PARSAC 形状表現法の適用」, 数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2007 年。
- [3]Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of a Aeroelastic Navier-Stokes Solver," *AIAA J.*, Vol. 33, No. 6, pp. 1134-1141, 1995.
- [4]Kanazaki, M., "Multi-Objective Design Optimization System for a Subsonic Diffuser", *AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, AIAA 2004-6513, 2004.
- [5]Hahn, S. A., "Vehicle Sketch Pad: A Parametric Geometry Modeler for Conceptual Aircraft Design," AIAA 2010-657, 2010.
- [6]Nara, T., and Kanazaki, M., "Aerodynamic Design Optimization of New Conceptual Civil Aircraft," *Proc. 6th China-Japan-Korea Joint Symposium on Optimization of Structural and Mechanical Systems*, [CDROM], 2010.