

シミュレーションによる高効率航空機形状設計法*

木矢村豊** 金崎雅博***

Efficient Geometry Representation of Airframe Based on simulation

Yutaka Kiyamura, Masahiro Kanazaki

In this presentation, a geometry representation method for a wing/fuselage configuration is discussed for arbitrary civil aircrafts. For a wing design, five airfoil geometries are defined using modified PASEC airfoil representation for the taper wing which has a kink. In addition, the positions and the sizes of each airfoil, aspect ratio, dihedral angle and wash-out can be changed. Fuselage geometry is basically defined as a tube. To achieve more realistic design, polynomial functions are used to represent the geometry of fuselage around the wing root, the fuselage nose and the tail. After the solid model of the wing/fuselage, the unstructured mesh is generated for flow simulation. To investigate proposed methods, parameter identification with existing transonic aircrafts' model is carried out. Their geometries and flow fields are investigated. This result suggests that the proposed methods can represent various geometries well and the fuselage geometry around the wing root is effective to the aerodynamic performance. Thus, the design representation proposed here has possibility to be useful for the aircraft design using data mining.

Key Words: CFD, Transonic wing, Multi-disciplinary design

1. はじめに

近年の航空機開発では数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics: CFD) などのシミュレーション技術が活用されており、その役割は大きくなってきている。例えば、現在日本で開発が行われている三菱リージョナルジェット (Mitsubishi Regional Jet) では主翼の最適設計をはじめ、CFD を様々な設計に利用している。主翼は高速巡航時と低速飛行時のバランスを考慮して設計される必要があり、多点・多分野融合最適設計では特に、CFD と最適化手法、更にそこから設計知識を抽出するデータマイニング手法の組み合わせが効果的である。機体空力設計においては主翼と胴体のなす角度が大きい場合、主翼の後縁付近が胴体からの干渉と気流の拡散により流れが剥離しやすくなり、抵抗が増すことがわかっている。主翼単体における最適化だけでなく翼胴干渉を考慮した最適設計も重要である。翼胴接合部では図 1 に示されるような主翼と胴体結合部における剥離渦による主翼性能の悪化の可能性もあり、こういった影響を極力減らす事が重要である。

最適化設計を行う上では、比較的少ないパラメータ数で形状の表現能力が高く、かつ空力特性に大きな影響を与える幾何学的要素を直接設定できる形状表現手法を用いると、設計変数の寄与度解析などを容易にできる。翼型設計では設計変数の寄与度解析などを容易にする表現手法が多数研究されている^①が、翼胴フェアリングを含めた翼胴形状については十分とは言えない。複雑な空力干渉を伴う翼胴部に対しても、フェアリング等の翼胴結合部を含めた形状定義のパラメータを直接的かつ詳細に定義することができれば、空力をはじめとする物理現象への形状影響度把握、設

計知識獲得などが容易となる。

そこで本研究では、最適設計時における設計知識獲得を容易にするために、翼胴フェアリングを含む全機まわりの形状定義法を提案し、その高度化を目的とする。本講演では提案した手法を用いて公開されているいくつかの航空機翼胴形態を表現し、幾何学的・空力的な再現性を検証して妥当性と改善点を調べる。

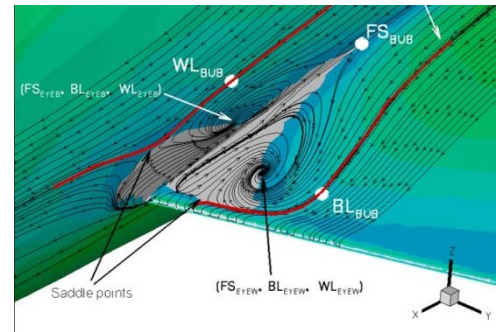


図 1. 翼胴付近の乱れた流れ^④

2. 検証する定義手法

2.1 翼断面定義

翼型は比較的少ないパラメータ数で形状の表現能力が高い PARSEC 法をもとに修正した手法^⑦を用いる。ドイツ航空宇宙センターの Sobieczky 教授らによる PARSEC 法^⑧はスーパークリティカル翼に近い形状を関数表現することができる翼型定義法 (図 2) であり、遷音速の設計にしばしば利用される。PARSEC 法による翼型の上下面は $x-z$ 平面において式(1)に示す x の多項式で与えられる。

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

PARSEC 法は図 2 に示すような空力的に意味を持つパラメ

* 原稿受付 平成 21 年 10 月 15 日

** 首都大学東京大学院 (東京都日野市旭が丘 6-6)

*** 首都大学東京 (東京都日野市旭が丘 6-6)

ータを直接操作しつつ実数係数 a_n を決めるため、パラメータの分析にも有利である。

一方で、この手法は高亜音速翼型に向けたものであったため、適用範囲を広げるため、この PARSEC 翼型を翼型学に基づき改良した修正 PARSEC 法⁷⁾が提案された。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 x 軸上で与えており、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が低下してしまうという問題がある。修正手法ではこうした問題を図 3(a)のように翼型をキャンバーと厚み分布に分けてパラメータを定義することにより解決をはかった。厚み分布に関しては PARSEC 法により対称翼型を作成したものと同等とし、キャンバーは式(2)で示す関数で表す(図 3(b))。

$$z = b_0 \sqrt{x} + \sum_{n=1}^5 b_n \cdot x^n \quad (2)$$

キャンバーに与えるパラメータは表 1 に示す通り前縁半径、最大翼厚位置での x , z 座標、及び曲率、後縁角を設定する。厚み分布は対称翼型を PARSEC 法で与えるとなると、修正手法は計 11 のパラメータで翼型を表現する。

2.2 翼平面形

翼平面形は翼面積、アスペクト比、後退角、テーパー比に加えて図 4 に赤線で示す 5 つの翼型断面のコード長と翼根に対する相対位置により定義する。これにより既存機でも採用される多くの主翼平面形が表現できる。また上反角、振り下げ、各断面での翼型を 5 断面で設計し、2-1 で述べたパラメータをスパン方向へ式(3)で示す 4 次関数に基づいて内挿補間する事により、主翼の 3 次元形状を定義する事とした。

$$dv_i = \sum_{v=0}^4 \rho_v \cdot z^v \quad (3)$$

表 2 に翼平面形の総変数を示す。こうしたパラメータ定義により、実機として使用されている航空機主翼の幾何学的要素が表現に盛り込めると同時に、スパン方向の関連設計情報を示す事が容易となる。

2-3. 胴体形状

胴体形状に対して、翼型と同様に空力性能への寄与などを理解しやすくするために次の多項式関数で定式化した。胴体部分は機軸を中心として式(4)で示す超楕円関数で定義した。図 5 に提案による胴体形状を三面図で示す。

$$\frac{y^n}{a^n} + \frac{z^n}{b^n} = 1 \quad (4)$$

超楕円関数は、 n が 2 の場合は楕円を表し、 n が無限大に近づくにつれ、矩形を表すようになる(図 6)。また、本研究では $a=b=r$ として、図 7 の機体半径 r を図 8(a)のように機軸方向に変化させることによってノーズやテールを含めて表現出来る。本研究では、翼胴結合部以外の胴体断面形状は $n=2$ とし、主翼配置は下翼を想定し、図 8(b)のように n の値を上下面で定義した。さらに、式(4)の原点に相当する胴体の機軸を翼根付近で式(5)、(6)のように変化させる事により、翼取り付け部分下面側に凸部分を設けられるようにした。胴体前部(図 9 における x_1 から x_2)は式(5)、胴体後部(図 9 における x_3 から x_4)は式(6)で表す。 α は凸部分の高さを示し、 β は式(7)で示すように $\pi \leq \beta \leq 2\pi$ と線形に変化するようにした。表 3 にある 6 個のパラメータを使用し、実機に近い形状を表現することができる。

$$y_{(a)} = -\frac{\alpha}{2}(\cos \beta + 1) \quad (5)$$

$$y_{(b)} = -\frac{\alpha}{2}(\cos \beta - 1) \quad (6)$$

$$\beta = \pi + \frac{x - x_j}{x_{j+1} - x_j} \cdot \pi \quad (7)$$

α 凸部分の高さ

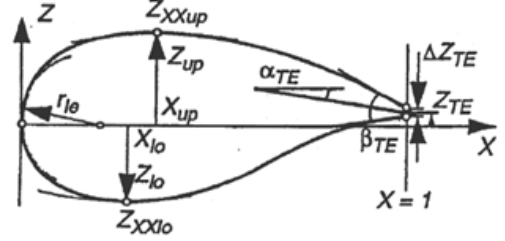


図 2. PARSEC 翼型

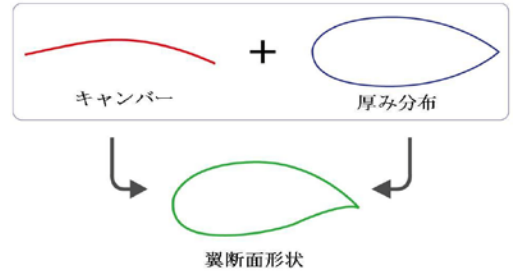


図 3(a).修正を加えた PARSEC 翼型の概要

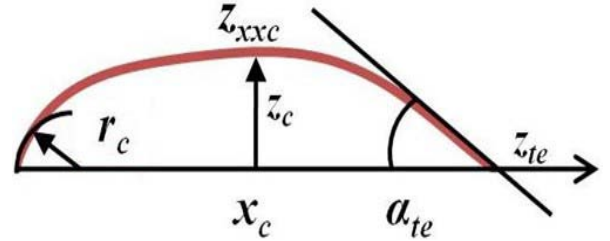


図 3(b).キャンバーの定義

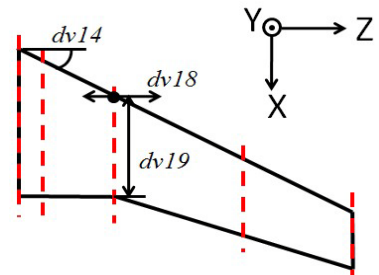


図 4. 翼平面形の表現方法

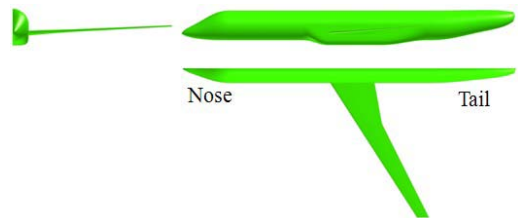


図 5.提案機体の三面図

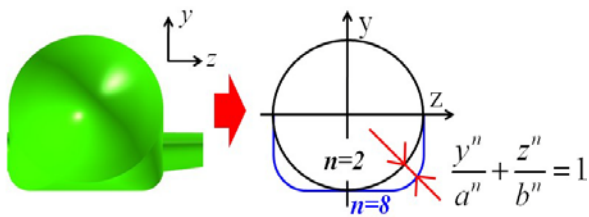


図 6.翼取り付け部の表現法

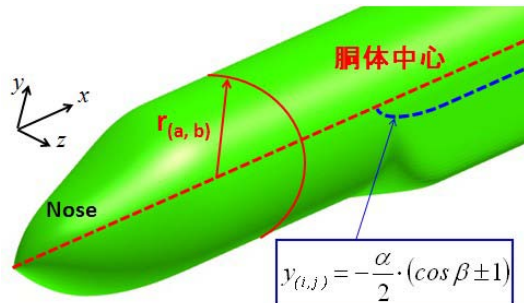


図 7. 胴体の鳥瞰図

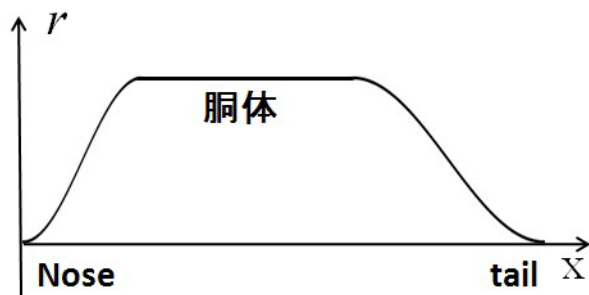


図 8(a). x 方向の r の変化

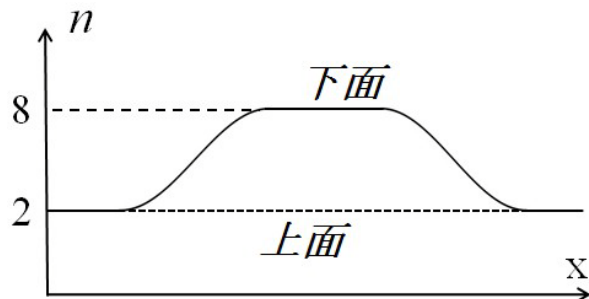


図 8(b).x 方向の n の変化

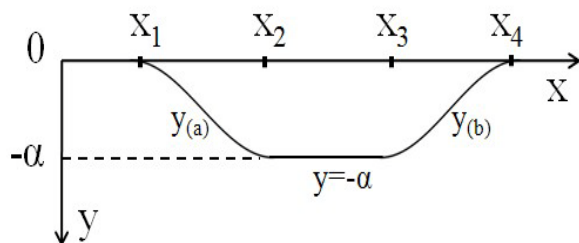


図 9. 胴体下部の機軸

表 1. 翼断面の変数

翼断面	
厚み分布	
dv1	前縁半径
dv2	最大翼厚位置
dv3	最大翼厚
dv4	翼面曲率
dv5	後縁開き角
キャンバー	
dv6	前縁曲率
dv7	最大キャンバー位置
dv8	最大キャンバー
dv9	翼面曲率
dv10	後縁高さ
dv11	後縁角

表 2. 翼平面形の変数

翼平面形	
dv12	面積
dv13	アスペクト比
dv14	後退角
dv15	テーパ比
dv16	上反角
dv17	振り下げ
dv18	翼断面位置
dv19	キンの翼弦長

表 3. 翼胴結合部胴体の変数

胴体	
dv20	下部厚み(=α)
dv21	n の値
dv22	x1
dv23	x2
dv24	x3
dv25	x4

3. 形状表現検証法

一般に公開されている航空機翼胴形態の風洞試験模型の形状データに対して、本手法を用いて最小二乗近似によりパラメータ同定を行い形状再現を試みた。本研究で対象にした形状は ONERA M5^⑥と JAXA JSM(JAXA Standard Model)^⑨高速形態である。ONERA M5 形状は 1960 年代にフランスの ONERA(フランス航空宇宙研究所)で作られた風洞試験標準模型であり、スパン方向に同一の翼型を持つ典型的な旅客輸送機タイプの全機形態模型である。JSM は JAXA が空力・騒音研究に用いている実機に近い風洞試験模型であり、スパン方向に翼型・ねじり等

が設計されている。

4. 空力評価計算

空力計算には形状適合性の高い非構造格子法を用い、Euler方程式を解く。支配方程式を次式に示す。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dV + \int_S \mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (8)$$

ここで \mathbf{Q} は保存ベクトル、 \mathbf{H} は非粘性流速ベクトル、 \mathbf{n} は検査体積 V の境界面から外向きの法線ベクトルである。CFDにはTASコード^{10) 11)}を用いた。ONERA M5形態の形状表現を検証する際の表面格子数は約10万点、総格子点数は約65万点となった。また、JSMの形状表現を検証する際の表面格子数は12万点、総格子点数は約80万点となっている。

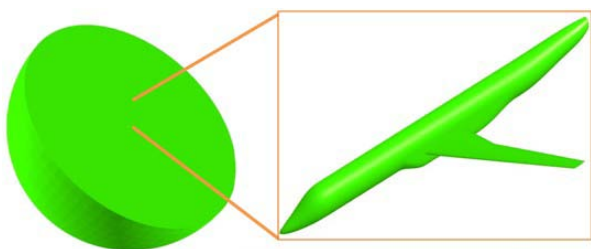


図 10. 機体表面の格子と外部境界

5. 結果と考察

本研究で提案した手法により、設計可能な変数は2章の表1-3に示す25個である。ONERA M5形状に対してdv1-dv5, dv12-dv16のパラメータを変数とした。JSMではすべての変数を用いてパラメータ同定を行った。なお、空力評価は迎角2度、マッハ数は0.8で行った。

5-1. ONERA M5 形状での比較

計算に用いた表面格子を図11に示す。図12にONERA M5の元形状(Original)と本手法により表現した形状(Represented)の翼型比較を示す。図12から提案手法が適切に翼型を表現できている事がわかる。図13は流れ場を圧力分布で可視化したものであり、左が上面、右が下面を示す。衝撃波の特徴などおおむね一致しており、全体的に特徴をつかめていると言える。図14は、翼胴結合部、翼中央部、翼端付近の3断面での C_p 分布の比較を示している。翼胴結合部ではおおむね C_p 分布が一致している。翼中央部では前縁部分での負圧の立ち上がりと圧力回復が起こる部分で若干の誤差が認められる。図15(a)は主翼前縁(前縁から翼弦長10%位置まで)、図15(b)は翼上面(翼弦長40%位置から80%位置まで)を2階微分の値を示した図であるが、この図から曲面精度の違いが分かる。Originalの形状に比べ、関数で曲面情報を与えているRepresented形状は表面が滑らかであり、表現方法として良好であると言える。全体の空力性能は表4のようになり、互いに近い値を示している。

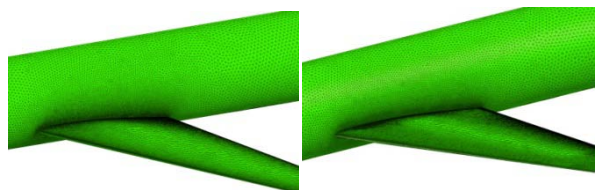


図 11. 表面格子の様子 (左が Represented, 右が Original)

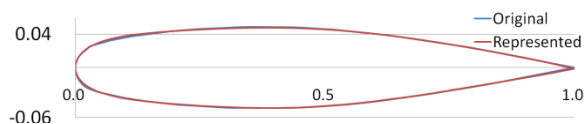


図 12. ONERA M5 形状の翼断面

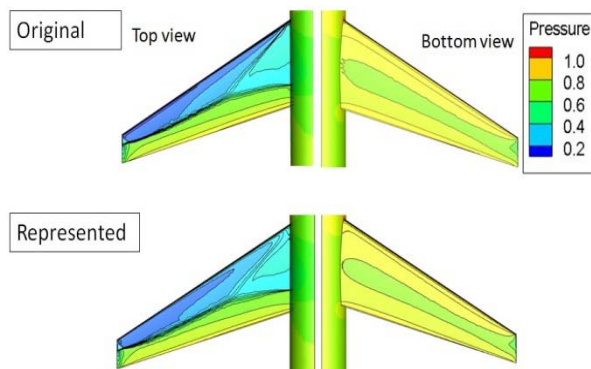


図 13. 流れ場の圧力分布

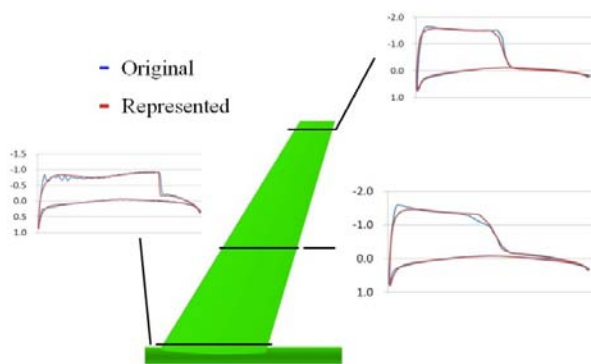


図 14. 各断面の C_p 分布比較

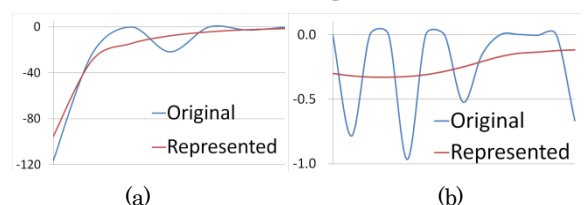


図 15. 主翼前縁、翼上面の曲率分布

表 4. 空力性能の比較

	Original	Represented
C_L	0.38	0.36
C_D	0.0353	0.0346
L/D	10.89	10.64

5-2. JSM 高速形状での比較

各断面(翼胴結合部付近、キンク位置、翼端部)におけるJSMのOriginal形状とRepresented形状の比較を図16に、また、 C_p 分布の比較を図17に示す。翼胴結合部付近では形状・ C_p 分布共に近い結果が得られた。しかしながら、翼中央部、翼端では圧力が回復する位置で相異が見られる。

図18に翼胴部圧力分布比較を示す。Original胴体形状の翼根付近ではフェアリングを張り付けたような、曲率の不連続な部分があるが、比較的近い圧力分布を得る事が出来ており、提案手法でこのような不連続的な形状変化がある場合にも妥当な解が得られている。

翼中央部と翼端側での相違に関しては翼型の詳細をスパン方向に追う事で考察する。図 19 はスパン方向の振り分布であるが、全スパンに渡って良く一致している。また、図 20 にスパン方向の翼厚分布比較を示す。Original 形状に比べて、若干ではあるが Represented 形状の方が薄くなっているが、概ね一致している。図 21, 22, 23 にそれぞれスパン方向のキャンバーの分布、最大翼厚位置の分布、前縁半径の分布の比較を示す。図 21 と図 22 からキャンバーと最大翼厚位置に関して有意な差が見られ、また、図 23 から翼根、翼端を除き、前縁半径の相違がみられる。これらによって図 17 や図 24 の流れ場に示すような差が生じたと考えられる。フェアリング付近の翼型は翼端に比べパラメータの差異が目立つが、 C_p 分布に影響が少ないため、翼胴付近では胴体からの流れが支配的であると考えられる。機体全体の 2 分力は表 5 に示す結果となった。今後は CAD モデルに対し直接パラメータ同定を行うのではなく、CAD から翼型の厚みやキャンバー等の詳細なパラメータを取り出した上でそれら进行评估し、本手法の表現性能を見る必要がある。またパラメータ同定の際、前縁など圧力分布に大きく影響すると思われる前縁や翼面曲率に重みをつけて評価する必要があると考えられる。

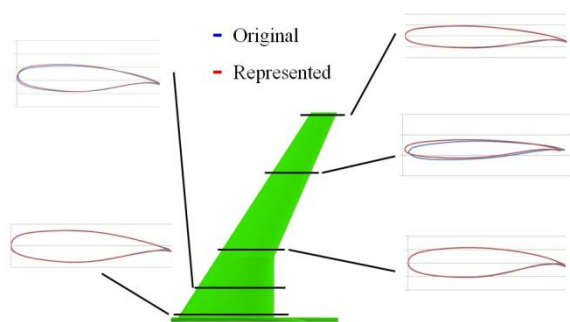


図 16. 各断面の形状比較

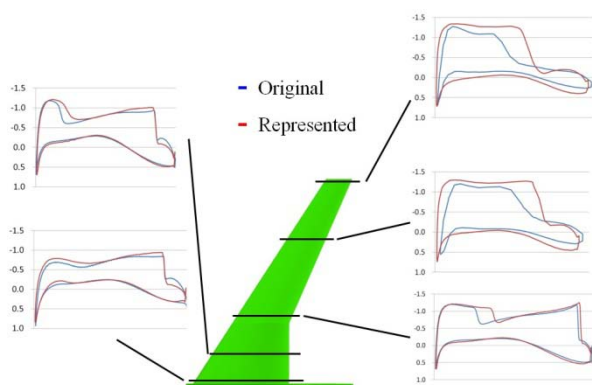


図 17. 各断面の C_p 分布比較

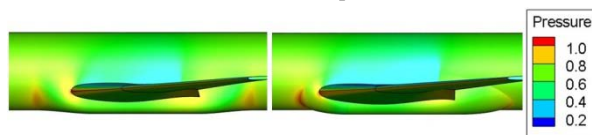


図 18. 翼胴部の圧力分布 (左が Represented, 右が Original の形状)

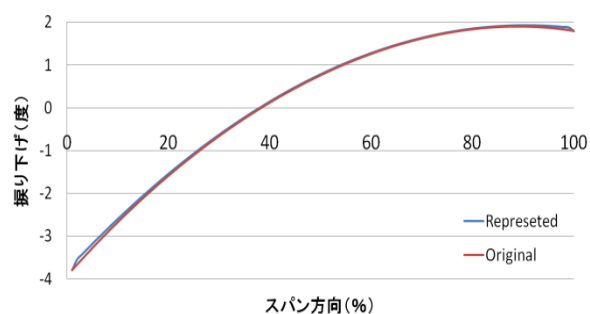


図 19. スパン方向への振り下げ分布

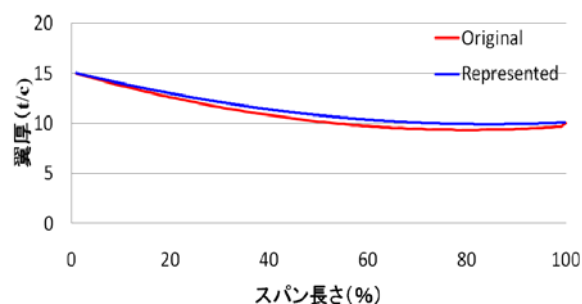


図 20. スパン方向の翼厚分布

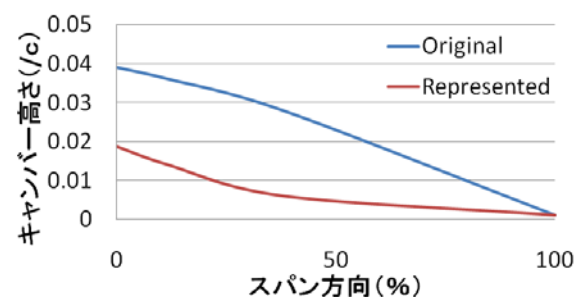


図 21. スパン方向のキャンバー分布

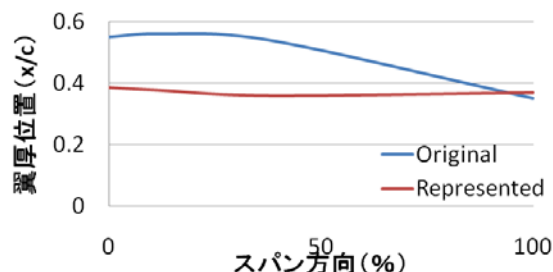


図 22. スパン方向の最大翼厚位置分布

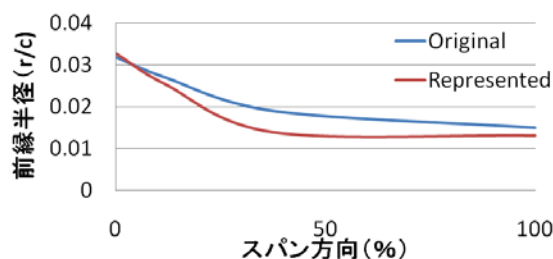


図 23. スパン方向の前縁半径分布

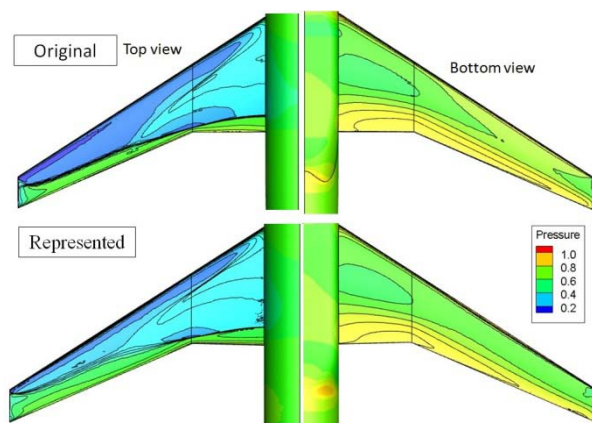


図 24. 流れ場の圧力分布（上が Original の形状，下が Represented）

表 5. 空力性能の比較

	Original	Represented
C_L	0.17	0.14
C_D	0.0086	0.0066
L/D	19.65	21.44

6. まとめ

本研究では最適設計時における設計知識獲得を容易にするために、比較的少ないパラメータ数でフェアリング等の翼胴結合部を含めた形状定義のパラメータを直接的かつ詳細に定義する全機まわりの形状定義法を提案した。また、提案手法の妥当性を公開されているいくつかの航空機翼胴形態に対し、形状表現を行い表現手法の検証した。その結果、以下の結果を得た。

- ・ONERA M5 形状との比較はおおむね良好な結果を得ることができ、比較的単純な形状まわりの表現に対応できる事を示した。

- ・スパン方向に翼型の変わる JSM の形状との比較では、形状は比較的似たものとなったが、 C_p 分布の再現において差が生じる結果となった。これは、キャンパーなどを直接取り扱わなかった事が原因と考えられる。今後は各変数に分け、各変数の重みを考慮しながら再現、評価する必要があると考えられる。

- ・胴体形状は翼結合部分下面を表現できている。

今後は、形状再現性の向上を図ると共に、空力最適化問題とデータマイニングを行い、物理現象への形状影響度把握、設計知識獲得を行う。

7. 謝辞

本研究における CFD 用格子生成には University of Alabama at Birmingham の伊藤博士、東北大学の中橋教授らによる MEGG3D を使用しました。ここに謝意を表します。また、本研究でのツール構築に有益な御助言を頂きました宇宙航

空研究開発機構航空プログラムグループ国産旅客機チーム関係者各位に謝意を表します。

参考文献

- 1) Kumano, T., Shinkyu, J., Obayashi, S., Ito, Y., Hatanaka, K., Morino, H., "Multidisciplinary Design Optimization of Wing Shape for a Small Jet Aircraft Using Kriging Model," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2006-932, January, 2006.
- 2) 山名正夫, 中口博「飛行機設計論」, 養賢堂, pp.105-110, 1968 年 1 月.
- 3) 白鳥敬「乱流と渦」, 技術評論社, pp.108-109, 2010 年 3 月.
- 4) <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop3/workshop3.html>
- 5) Jameson, A., Vassberg J.C., and Shankaran, S. "Aerodynamic-Structural Design Studies of Low-Sweep Transonic Wings," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2008-145, January, 2008.
- 6) 廣瀬直樹「飛行機の空気力学の基礎的課題」, 日本流体力学会誌 22, pp. 23-28, 2003
- 7) 四谷智義, 金崎雅博, 「火星飛行機主翼形状設計のための効率的翼型表現法」, 航空宇宙学会北部支部講演論文集, 2010 年 3 月.
- 8) Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics," *Notes on Numerical Fluid Vieweg*, pp. 71-88, 2008.
- 9) 中山亮, 黒田将史, 山崎渉, 松島紀佐, 中橋和博, 「JAXA 高揚力装置風洞模型の CFD 解析」, 第 39 回流体力学講演会 / ANSS 2007 講演集, pp.325-328, 2007 年 6 月.
- 10) Ito, Y., and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, pp. 490-496, May, 2002.
- 11) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, Issue 1, pp. 75-96, May, 2002.