

# 旅客機翼胴結合の効率的形状表現と設計探査

木矢村豊（首都大），鄭 信圭（東北大流体研），金崎雅博（首都大）

Geometry Representation and Design Exploration for Airframe Integration of Civil Transport

Yutaka Kiyamura(Tokyo Metropolitan University), Shinkyu Jeong(Tohoku University) and Masahiro Kanazaki(Tokyo Metropolitan University)

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

## Abstract

In this presentation, a geometry representation method and a multi-disciplinary design for a wing/fuselage configuration are discussed. For a wing design, two airfoils geometry are defined using PASEC airfoil representation for a tip and a root of a taper wing. Fuselage geometry is basically defined as a tube. To achieve more realistic design, polynomial functions are used to represent the geometry around the wing root, the fuselage nose and the tail. Total of 22 design variables are used for the wing design, and total of seven design variables are used for the fuselage design. After the solid model of the wing/fuselage, the unstructured mesh is generated for Navier-Stokes Simulation. Wing weight is also estimated by empirical model. 31 sample designs are evaluated and several designs which achieve better aerodynamic performance and minimum wing weight are picked up. Their geometries and flowfields are investigated. This result suggests that 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.

## 1. はじめに

三菱リージョナルジェット（MRJ）の事業化を受け，我が国でも将来への技術継承のために新規旅客機に関する基礎的な概念検討がはじまりつつある．これらは二つの方針によってことが出来ると考えられる．一つは従来型の形状を根本から見直した新型機体の検討<sup>1)</sup>であり，もう一つはエンジンレイアウトや燃料の変更を加えつつ翼胴の形態は維持する従来型機体形状の性能向上<sup>2)</sup>である．新規性の高い機体形状では空力性能の抜本的な向上が見込めるが，関連技術の高度化のほか，空港の環境基盤の整備なども必要となるため，短期間での市場投入を考えた場合不利であると考えられる．市場への早期投入と考えれば従来機の技術を継承し，洗練させることで性能を向上させた機体の研究開発も将来にわたる重要なテーマである．航空機の運航コスト削減，燃費向上には抵抗増加の要因となる機体の全抵抗や渦，流れの剥離を抑えることのできる翼胴形状の検討が必

要であり，各コンポーネントをインテグレーションした上での最適設計は必須の技術と考えられる．これまで翼胴のインテグレーションに関する研究は多く行われてきている<sup>2)</sup>．単純に円筒の胴体に翼を結合した場合，小さな  $C_L$  値の増加で  $C_D$  も大きく増加するが，これは翼の後縁付近が胴体からの干渉を受けるなどして流れが剥離し，抵抗が増すことによるものである．従来までの研究では，図 1 に示すように胴体と翼がなす角度が  $60^\circ$  程度下回ると圧力抵抗は著しく増加することがわかっている<sup>3)</sup>．コンポーネント間の干渉抵抗を抑えるために，翼胴結合部分では剥離を抑えるためのフェアリングを粘土盛りによって設計されることが多いが，これはエンジニアの経験によるところが大きい．一方で，詳細な CFD を導入する時には Adjoint 法などによる形状設計が有効であると考えられるが，格子点を移動して感度を見ることに終始し，全体の設計知識とすることは難しい．そこで翼胴結合を含めた形状定義のパラメ

ータ化を行うことができれば，パラメータの設計目的に対する寄与度などを考察することが容易になると考えられる．

そこで本研究では設計知識獲得に役立つ翼胴モデリング法と実機問題への適用を目的とする．また，リージョナルジェット翼胴形態設計を例題として取り上げ，揚抗比  $L/D$  と翼の重量  $W_{wing}$  の同時最適化を試みる．

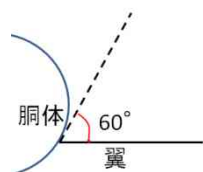


図 1. 翼胴結合の角度

## 2．形状定義手法

### 2-1.機体形状

#### 2-1-1.主翼

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 翼型(図 2)を用いた．PARSEC 法<sup>4)</sup>はスーパークリティカル翼に近い形状の表現を関数化することができる翼型関数表現法である．上面と下面は分離して定義されていて，空力的に意味を持つパラメータを直接操作しつつ形状を変更することが可能であり，パラメータの分析にも有利である．

#### 2-1-2.胴体

胴体形状は PARSEC と同様パラメータごとに分析しやすい多項式関数で表現した．図 3 は翼のスパン方向を軸として見た胴体形状である．ノーズ，テールを除く胴体部分は (1) で示す円の連続式で定義し，翼取り付け部分は  $n$  の値を変化させることによって表現した．ノーズ，テール部分は， $x, y$  各点の座標(図中の A 点，B 点)とその点での傾きの値で設定している．翼取り付け部分の下部の膨らみを表す曲線は (2) とし，余弦関数を用いて滑らかな曲線を描いている．

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

$$Z_{fus} = - \sqrt[2]{1 + \cos \theta} \quad (2)$$

:下部位置

:下部膨らみ高さ

### 2-2.検討機体

文献<sup>5)</sup>によると，今後は 50～100 人乗りのリージョナル機の需要が増加すると考えられる．そこで，本研究ではボンバルディア・エアロスペース社が製造・販売している CRJ-700 規模の機体を参考にする．機体の情報は表 1 に示し，三面図を図 4 に示す．計算に使用する機体は円筒胴体と主翼のみの構造で，エンジンナセル，尾翼はついていないものとした．巡航マッハ数は  $M=0.8$  として検討した．

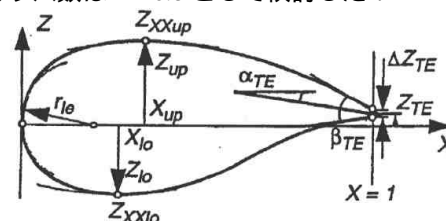


図 2. PARSEC 翼型

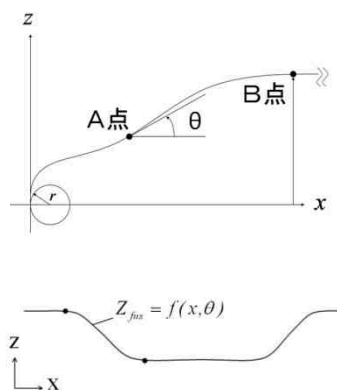


図 3. ノーズ，翼取り付け部の表現方法

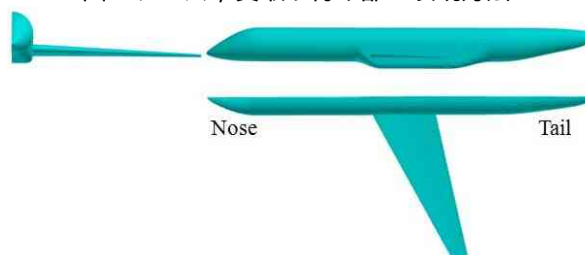


図 4. 対象機体の三面図

表 1．対象機体情報

対象機体情報	
翼幅(ft)	76.3
翼弦長(ft)	16.1
胴体長(ft)	106.8
高さ(ft)	20.5
胴体直径(ft)	8.1
翼面積(ft <sup>2</sup> )	738.7

### 3. 計算手法

#### 3-1. 空力評価

##### 3-1-1. 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<sup>6,7)</sup>によりメッシュを作成し、Navier-Stokes 方程式を解く。支配方程式を次式に示す。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \Phi + \oint_{\partial\Omega} F \cdot n ds = 0 \quad (3)$$

ここで  $\Phi$  は領域内の保存量、 $F$  は領域に出入りする保存量の総和である。CFD コードは TASflow<sup>6,7)</sup> を用いた。時間積分は LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 陰解法、流束の評価は近似リーマン解法の HLLEW (Harten-Lax-van Leer-Einfeldt-Wada) 法を用いた。

##### 3-1-2. 設計変数

翼根部、翼端部の翼型の定義にそれぞれ 10 変数、前縁後退角、翼端折り下げの定義を行い 22 変数を設けた。主翼の各変数の設計範囲は表 2 の通りである。値はコード長を 1 とした時の値を示す。翼面積  $S$ 、アスペクト比  $AR$ 、テーパー比  $\lambda$  を定め、翼根 - 翼端間の形状は線形補間により定義した。表 3 の定義より算出した値は次式から求めた。

$$S = AR \times b^2 \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{C_r}{C_t} \quad (5)$$

$$S = \frac{1}{2} b (C_r + C_t) \quad (6)$$

ここで  $b$  は翼幅、 $C_r$  は翼根コード長、 $C_t$  は翼端コード長である。胴体は図 5 に示すように、前方主翼結合部で 2 点、後方主翼結合部で 2 点、結合部高さ 1 変数、翼の取り付け角の 1 変数、胴体部分の楕円形状 1 変数 (表 3、表 4) を設定する。翼の取り付け角は翼前縁より 25% と仮定した空力中心位置を基準に回転させている。翼胴を決定する設計パラメータは 29 個である。

##### 3-1-3. 計算格子

計算格子を図 6 に示す。表面格子及び領域境界にはアラバマ大学で開発されている MEGG3D を用い<sup>6,7)</sup>、順に内部へ三角形を生成していくアドバンシング・フロント法を適用した。空間格子生成は平面上

に分布する点から四面体メッシュを生成するデローニ三角形分割法<sup>11)</sup>を用いた。また、境界層にはアドバンシング・レイヤー法<sup>6,7)</sup>を用いて粘性計算用の Hybrid 非構造格子を形成した。Hybrid 非構造格子は排除厚みを考慮して、初期厚みが  $0.1/\sqrt{Re}$  となるように設定し、各厚みを順に 1.2 倍ずつ増加させる。層の数は最後の層厚み  $H$  と三角形メッシュ高さ  $h$  の関係が  $H=h\sqrt{2}$  となるように設定する。これらは境界層内で運動量伝達誤差による精度低下とならないよう考慮された関係式である<sup>8)</sup>。

表面格子数は約 9 万点、総格子点数は約 180 万点である。境界層における最小格子幅は  $6.8 \times 10^{-4}$ 、計 32 層形成している。

##### 3-2-1. 翼重量評価

翼重量は参考文献<sup>9)</sup>にある翼重量推算式を用いた。この式では高揚力装置、スポイラー、ブレーキを装備していない翼の基本重量  $W_{basic}$  を求めることができる。

$$W_{basic} = const \times K_{no} K_{\lambda} K_e K_{uc} K_{st} \{K_b n_{ult} (W_{des} - 0.8 W_w)\}^{0.55} b^{1.675} (t/c)_r^{-0.45} (\cos \Lambda)^{-1.325} \quad (7)$$

$$const = 8.94 \times 10^{-4}$$

$K_{no}$ : 結合部の重みペナルティ

$K_{\lambda}$ : テーパー比による翼重量への影響

$K_e$ : ナセルやエンジン数に対する曲げの補正

$K_{uc}$ : エンジン位置の補正

$K_{st}$ : フラッターに対する剛性の荷重の補正

$K_b$ : 翼に支柱がある場合の補正值

$W_{des}(lb)$ : 最大離陸重量

$t_r(ft)$ : 翼根翼厚

$C_r(ft)$ : 翼根翼弦長

$\Lambda(\text{degree})$ : 後退角

である。Const は経験則から求められた値である。Boeing 747-300 の翼重量データを元に推算を試行したところ、誤差 10% 程度であった。

表 2.主翼設計空間

変数			Lower	Upper
翼型(コード長を1とした値)	前縁曲率半径 (root_dv1,tip_dv11)	$r_{le}$	0.00500	0.0600
	後縁角 (root_dv2,tip_dv12)	$\alpha_{TE}$	-8.00	-3.00
	上面最大翼厚位置 (root_dv3,tip_dv13)	$X_{up}$	0.425	0.500
	上面最大翼厚 (root_dv4,tip_dv14)	$Z_{up}$	0.0500	0.120
	上面翼面曲率 (root_dv5,tip_dv15)	$Z_{xxup}$	-1.00	-0.400
	下面最大翼厚位置 (root_dv6,tip_dv16)	$X_{lo}$	0.350	0.500
	下面最大翼厚 (root_dv7,tip_dv17)	$Z_{lo}$	-0.0880	-0.0400
	下面翼面曲率 (root_dv8,tip_dv18)	$Z_{xxlo}$	0.300	1.00
	後縁開き角 (root_dv9,tip_dv19)	$\beta_{TE}$	4.40	6.40
	後縁高さ (root_dv10,tip_dv20)	$Z_{TE}$	-0.0200	0.0200
後縁振り下げ角(dv21)		$\theta$	0.00	3.00
前縁後退角(dv22)		$A$	0.00	30.0

表 3 主翼定義値

定義した値		
翼面積	$S$	0.039
アスペクト比	$AR$	7.400
テーパ比	$\lambda$	0.240
定義より算出した値		
翼幅	$b$	0.800
翼根コード長	$C_r$	0.112
翼端コード長	$C_t$	0.026

表 4 . 胴体設計空間

変数		Lower	Upper
前方結合部 start	p(1)	1.238	1.438
前方結合部 end	p(2)	1.489	1.689
後方結合部 start	p(3)	1.940	2.140

後方結合部 end	p(4)	2.409	2.609
結合部高さ	pz	0.020	0.080
胴体楕円形状	N	2.0	8.0
翼取り付け角		-1.0	4.0

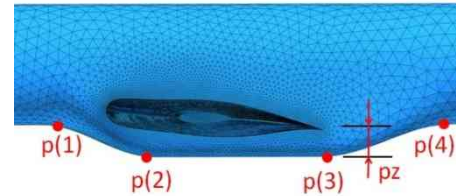


図 5 . 胴体形状決定位置

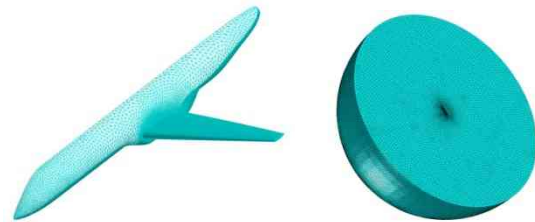


図 6.機体表面の格子と外部境界

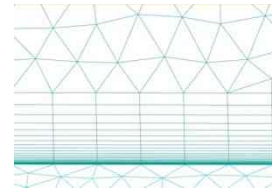


図 7.Hybrid 非構造格子

## 4 . 結果と考察

### 4-1.空力性能と翼の構造重量

解空間を探索するためにラテン超方格法<sup>12)</sup>を用いて 31 サンプルを抽出し、揚抗比、翼重量に対する検討を行った。それらのサンプリングに対する揚抗比と翼重量の分布を図 8 に示す。赤線は回帰直線を示す。この図から  $L/D$  増加に従い翼重量も増加する傾向にあることがわかる。この関係には式(7)の翼厚パラメータが寄与していることが確認できた。後退角による揚抗比の変化は見られなかった。図 8 より形状や流れ場の傾向を 4-2 節以降で考察するためにサンプル点 6 個を抽出した。

解空間の可視化のために分散解析<sup>13)</sup>を用いた結果を図 9 に示す。設計目的に対する寄与度が 1 %未満である「その他」のパラメータが大部分を占めており、設計変数の数に対する更なるサンプル数の取得

が今後の課題である．一方で曲率半径の寄与度が表れているなど，粘性の効果により多くの主効果や相互作用が表れているとも考えられる<sup>10)</sup>．

#### 4.2.流れ場

図8より低重量の代表として抽出した Design1 は，比較的大きな翼厚をもち翼根後方での乱れが確認できる(図10)．低重量になっているのは翼厚が大きいためと思われるが，それにより翼断面での最大翼厚位置から翼後縁への勾配が大きくなっており，剥離を促進する原因の一つとも考えられる．圧力抵抗も高まると考えられ，低重量の代償として翼性能の低下が見られる．

高い  $L/D$  を示す Design2 の流れ場(図11)では，翼上面で緩やかな加速が2か所観測されており，剥離も小さいため高い揚力が得られているのではないかと考えられる．また，この迎角では衝撃波通過後の後流での失速領域も小さく，抵抗が小さくなったと考えられる．

#### 4.3.翼と胴体の干涉

Design3, Design4 として胴体が特徴的な形状であるサンプルを抽出し，流れ場を可視化した(図12, 13)．Design3 は  $p(2)-p(1)$  の値が小さく，胴体の急激な膨らみをもつケースで，翼胴部分前方で圧力抵抗の増加が確認できる．Design4 は胴体の膨らみが緩やかなケースであり Design3 と比較すると同じ箇所での圧力抵抗が小さくなっている．中翼部分は抵抗とならないよう設計しつつ，翼構造を収納する体積が必要とされるため，こうした部分のパラメータ設定も重要と考えられる．

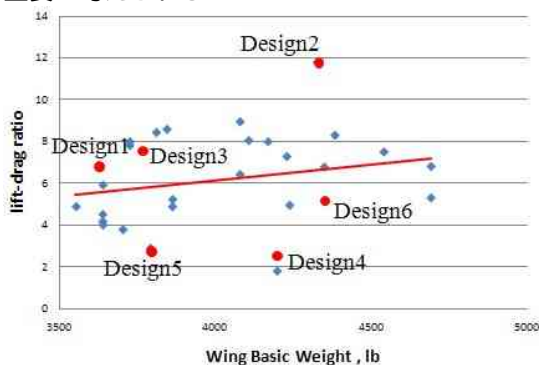


図8．揚抗比と翼重量の関係

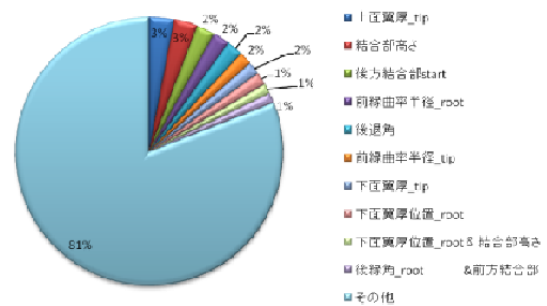


図9．揚抗比に対する寄与度解析

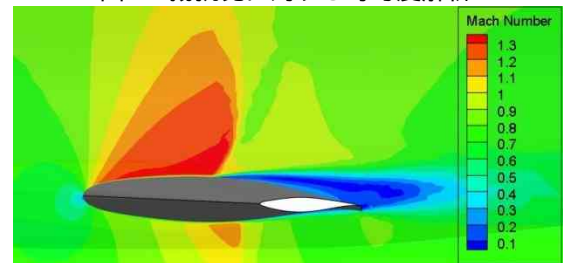


図10.Design1の翼断面の流れ(翼根50%位置)

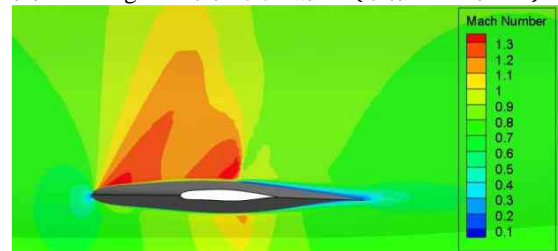


図11.Design2の翼断面の流れ(翼根50%位置)

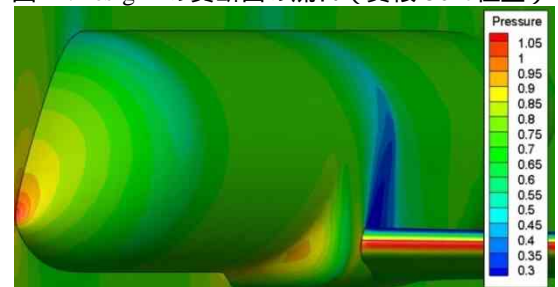


図12.Design3の圧力分布

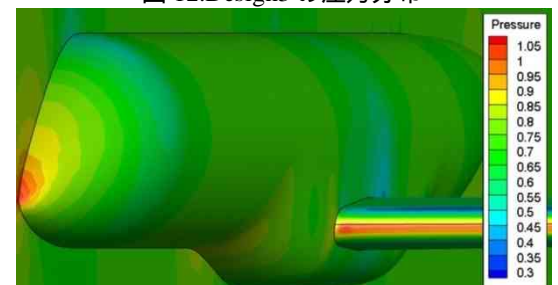


図13.Design4の圧力分布

#### 5.まとめ

本研究では翼胴結合形態において，設計知識獲得に有効と考えられる翼胴モデリング法と実機最適設計問題への適用を目的とし，以下の結果を得た．

- 主翼と胴体に設計変数を設けた任意形状の表現

法を検討した。

- 統計的な手法を用いて、表現した形状に対し、翼の構造重量推算を推算できるようにした。
- 翼重量が低いものは高翼厚となり、空力的に不利になりやすい。
- 胴体中翼部分の設計は特にリージョナル機クラスでは抵抗の増減に大きく寄与する。

本研究では以下のことを今後継続的に検討する予定である。

- サンプル点数の確保により、全体的な傾向をつかみつつ、多分野融合最適化を行う。また、データマイニングなども組み合わせ、本モデリング手法の有用性も検討する。

## 6. 謝辞

本研究にて取得した空力データにおける格子生成は University of Alabama の伊藤博士らによる MEGG3D を使用しました。無償でソフトウェアを提供してくださいました伊藤博士及び関係各位に謝意を表します。

## 参考文献

- 1) Blessing, B. H., Pham, J., and Marshall, D. D., "Using CFD as a Design Tool on New Innovative Airliner Configurations," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA 2009-635, 2009.
- 2) Piperni, P., Abdo, M., and Kafyeke, F., "The Application of Multi-disciplinary Optimization Technologies to the Design of a Business Jet," *10<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, AIAA 2004-4370, 2004.
- 3) 山名正夫, 中口博, 飛行機設計論, 養賢堂, 1968.
- 4) Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings Notes on Numerical Fluid Mechanics," *Notes on Numerical Fluid Vieweg*, pp. 71-88, 2008.
- 5) 民間輸送機に関する調査研究, 日本航空機開

発協会, YGR-5057, 2007.

- 6) Ito, Y., and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, pp. 490-496, May, 2002.
- 7) 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.
- 8) Pirzadeh, S., "Three-Dimensional Unstructured Viscous Grids by the Advancing-Layers Method," *AIAA Journal*, Vol.34, No. 1, pp. 43- 49, 1996.
- 9) Torenbeek, E., "Synthesis of Subsonic airplane Design," *Delft University Press Kluwer Academic Publishers*, 1996.
- 10) 小西里和子, 鄭 信圭, 金崎雅博, 「Kriging 法による遷音速機主翼形状の設計探査」, 航空宇宙学会北部支部講演論文集, pp. 40-45 2010.
- 11) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications," *AIAA Journal*, Vol. 36, pp. 157-159, 1998.
- 12) 増山元三郎, 実験計画法, 岩波書店, pp. 83-95, 1956.
- 13) Kanazaki, M., Obayashi, S., and Nakahashi, K., "Exhaust Manifold Design with Tapered Pipes Using Divided Range MOGA," *Engineering Optimization*, pp. 149-164, 2004.