

翼胴融合型旅客機の翼型空力設計及び性能検証

埴田亮 (首都大・院), 野村聡幸 (APG/JAXA), 村山光宏 (APG/JAXA),
山本一臣 (APG/JAXA), 金崎雅博 (首都大)

Aerodynamic Design and Evaluation of Airfoil for Small Blended-Wing-Body

Ryo Hanida (TMU), Toshiyuki Nomura (JAXA), Mitsuhiro Murayama (JAXA),
Kazuomi Yamamoto (JAXA), Masahiro Kanazaki (TMU)

ABSTRACT

In this study, the aerodynamic design of an airfoil for a small blended-wing-body aircraft called novel-wing-body (NWB) is discussed. In our previous study, the three dimensional aerodynamic design of NWB was carried out using a typical supercritical airfoil. However, shock waves near the leading edge of the outer wing appeared, and the wave drag increased. Therefore, the lift-to-drag ratio stayed small. In order to design an ideal airfoil for NWB, the design exploration by Genetic Algorithm (GA) is carried out in this study. Some types of airfoils obtained by this exploration are applied to the 3D NWB geometry, and their aerodynamic characteristics are investigated using a three dimensional Navier-Stokes solver. The results show that one of the airfoil obtained can weaken the shock waves near the leading edge of the outer wing.

1. はじめに

翼胴融合機は従来の tube-and-wing 機とは異なり胴体と主翼を滑らかに接続する航空機コンセプトである。翼胴を融合させることで濡れ面積をある程度抑制する事が出来、胴体部分も揚力面とすることで構造負荷を低減させることが出来る。翼胴融合機は翼胴を 1 つの曲面で構成するため、摩擦抵抗の他に干渉抵抗や空力騒音の低減も期待できる。こうした翼胴融合機は Liebeck らの着想[1]によって、抵抗や騒音の低減を図るといった観点から大型機向けの概念が提案されたが、今後需要の高まりの予想される環境適合型中・小型旅客機[2]においても空力性能の面などから翼胴融合機概念は有望であると考えられる。NASA や MIT-Cambridge の研究チームでは Blended Wing Body (BWB)や Hybrid Wing Body (HWB)といった翼胴融合形態をコンセプトとした旅客機を、特に低騒音旅客機となりえる事に着目して成立性などの研究を行い、機体概念を提唱している[1, 3].

こうした背景から、著者らは 150 人乗りの次世代型

翼胴融合旅客機 (Novel Wing Body: NWB) の概念を検討したうえ、主に空力設計の視点から Kriging 法による大域的設計探索法により検討してきた[4]。ここまでの検討で、まず翼胴の基本レイアウト (図 1) や重量の推算法を構築した上で、平面形表現法の検討を行い、振り下げや平面形表現パラメータなどの定義法の見直しを行った上で 3 次元形状の空力形状最適設計を試みた。図 2 にこれまでの空力形状最適化により、空力的に優越しトリム静安定性の強い解として得られた翼胴形状と表面圧力分布を示す。図 3 に C_L - $C_{M_{p.c.g.}}$ の関係性、また図 4 に外翼接合断面に使用した翼断面を示す。表 1 には図 2 のこの解の機体諸元と空力性能を示す。

上述の検討において、NWB の空力設計を通して、巡航 L/D を高めるための様々な知見を得られつつあるが、最適化後の形状では外翼上面の前縁付近に強い衝撃波が形成し、その造波抵抗によってこれ以上の性能改善が抑制されていた。ここまでの研究では、外翼各設計翼断面について必要な設計 C_l を見直した上で翼型設計を行わず、通常の tube-and-wing 機型 JAXA 高揚力装置

研究モデル(JSM)の向けに代表断面として最適化され、用いられたスーパークリティカル翼型に近い翼型(図3)をスパン方向へ一様に適用し内翼にはトリム安定のため反転キャンバーを適用した翼断面形を適用し、ねじりや平面形のための最適化を行っていた。そのため部分的に翼型を再設計する事により、衝撃波を弱めて性能向上が図れることが期待できる。

そこで、本研究では、図2に示すNWBに対して外翼後退角の影響を考慮した主流条件で2次元翼型の最適設計を試みて有望な翼型を3次元形状に適用する事で、外翼前縁での衝撃波による造波抵抗を中心とした抵抗低減効果を調査する。また2次元最適設計の結果からさらなる改善点を考慮し3次元設計による下面の再設計を行った。2次元翼型の大域的設計探索には遺伝的アルゴリズム(Genetic Algorithm)を適用し、設計揚力下での抵抗係数の最小化問題を解いた。2次元翼型の大域的設計探索には遺伝的アルゴリズムを適用し、設計揚力下での抵抗係数の最小化問題を解いた。3次元設計にはKriging法を用いた設計探索を行った。2次元及び3次元空力性能は数値流体力学(Computational Fluid Dynamics: CFD)により取得する。なお本研究では外翼の衝撃波に着目しているためトリム安定については正確に考慮していない。また機体重量の算出には文献[12,13,14]に基づく統計式により推算している。重心位置についてはキャビン、主翼などの各コンポーネントの幾何中心と重量の重み付け線形和により求めている。なお本研究では平面形を固定しているため各個体の重量、重心位置は表1と同様である。翼型を3次元展開し再度数値計算を行った結果から、外翼の翼型による空力特性の違いを考察し、基準形状(BaseLine形状)と比較し、NWB設計を行う上で必要な翼型に関する設計知識の獲得を行う。

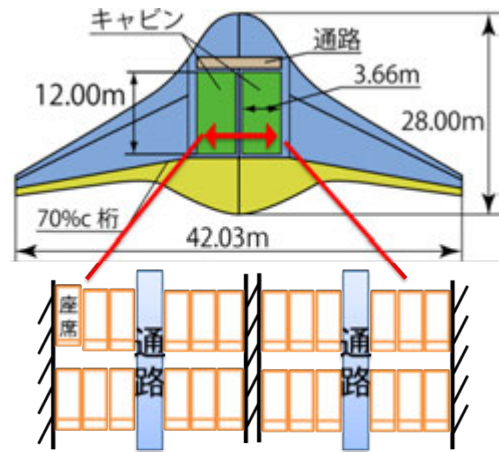


図1 機体概念及び空力形状定義

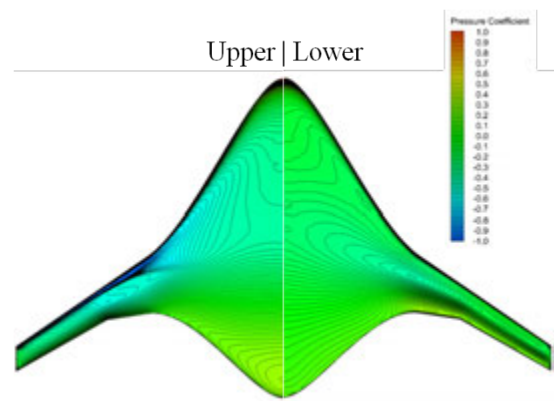


図2 これまでに得られた空力的な基準形状と表面圧力 [4](左:上面, 右:下面)

表1 図2 基準形状の機体性能[4]

L/D	巡航迎角(deg.)	重量(kg)
21.1	1.24	71700
重心位置(%)	空力中心位置(%)	Static Margin(%)
51.7	52.1	0.012

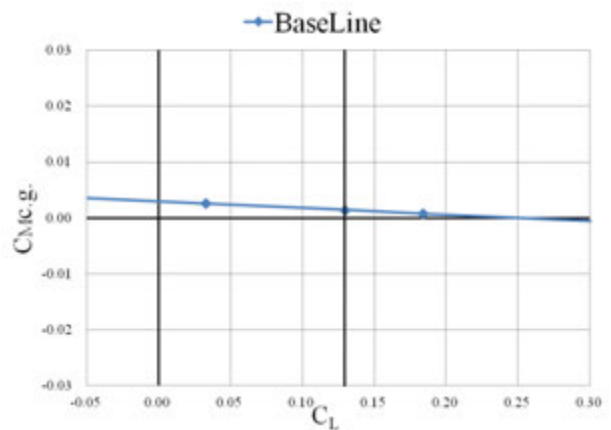


図3 $C_L-C_{Mp.c.g.}$ の関係性

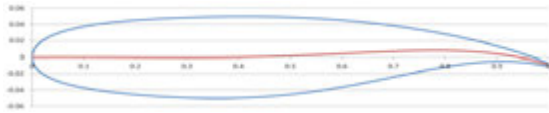


図 4 JSM を基にした翼型

2. 翼型定義手法

本研究では 2 次元翼型定義に PARAmetric SEction(PARSEC)法[5]を用いる。PARSEC 法は遷音速空気力学に基づいた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表現法である。上面と下面を分離して定義し、翼型の重要な変数である前縁半径をパラメータとして直接操作した上で上面と下面を連続的につなぐ。PARSEC 法は x - z 平面において式 (1)に示す x の多項式で与えられる。

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

a_n は実数の係数であり、これらを決定するパラメータを図 5 に示す。本研究では後縁厚み Δz_{te} を 0 としたので、翼型を表現するパラメータの数は 10 となる。

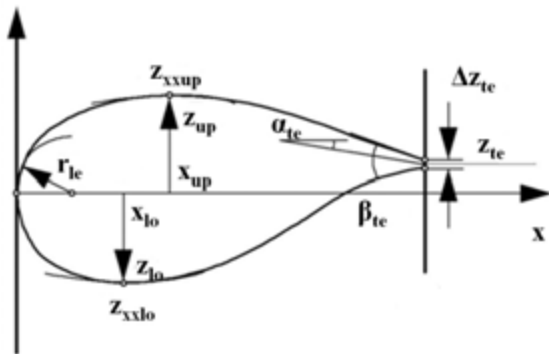


図 5 PARSEC 法定義

3. 設計手法

3. 1. 大域的設計探査法

3. 1. 1. 遺伝的アルゴリズム

本研究では大域的設計探査に遺伝的アルゴリズム (Genetic Algorithm: GA)[6]を適用する。GA とは、生物の環境に適応し進化する過程からヒントを得たアルゴリズムである。生物の進化を模倣したオペレータにより、ある世代を形成している個体の集合、個体群の中から、環境への適応度の高い個体が、高い確率で生き残るように選択され、さらに、交叉や突然変異により

次世代の個体群が形成される。解の多様性を維持することができ、局所解に陥ることを防ぐことができる。

3. 2. 空力評価手法

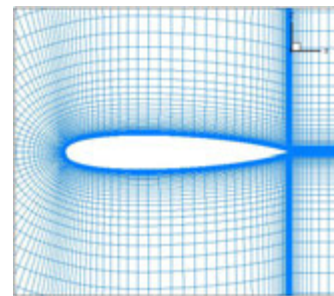
3. 2. 1. 2 次元空力計算

2 次元空力評価計算には 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。

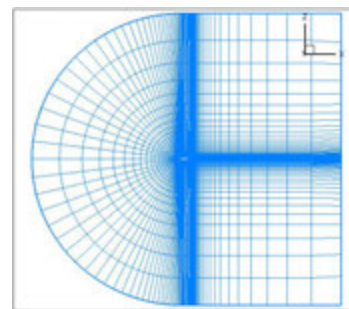
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \Phi dV + \oint_{\partial\Omega} F \cdot nds = 0 \quad (2)$$

ここで Φ は領域内の保存量、 F は領域に出入りする保存量の和である。時間積分には LU-SGS(Lower- Upper Symmetric Gauss-Seidel)陰解法[7]、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[8]を適用した。乱流モデルには Baldwin-Lomax モデルを用いた。

また空間離散化に構造格子法を用い、翼周りに CH 型格子を代数的手法[9]により自動作成する。格子数は翼周りに 191 点、翼鉛直方向に 91 点、翼後方に 32 点とした。計算格子を図 6 に示す。計算条件は 3 次元形状での後退角を考慮し、翼前縁に垂直な流れを想定するため巡航 Mach 数に後退角 Λ の余弦成分を掛けた $M=0.69$ 、レイノルズ数は 1.0×10^7 とした。



(a)



(b)

図 6 2 次元計算格子, (a) 翼周り, (b) 格子全体

3. 2. 2. 3次元空力計算

3次元空力性能評価には非構造格子圧縮性 Navier-Stokes 方程式 CFD Solver の TAS code (Tohoku university Aerodynamic Simulation Code) を用いた[10, 11]. 格子サイズは機体表面の格子点数が約 14 万点, 空間格子点数が約 400 万点である. 計算条件は $M=0.8$, レイノルズ数は 6.6×10^7 とし, 巡航 $C_L=0.129$ における L/D を評価する. また3次元計算格子を図7に示す.

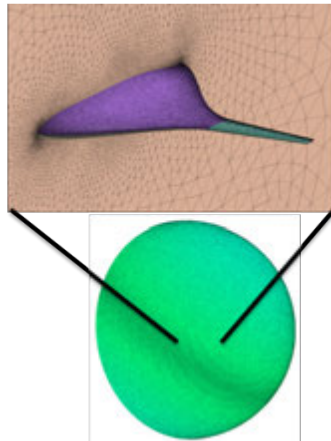


図7 3次元計算格子

4. 設計問題

4. 1. 目的関数

4. 1. 1. 2次元翼型最適設計

本研究では設計 C_l を 0.6, 0.8, 1.0 とした場合の $M=0.69$ での抵抗係数 C_d の最小化を行う.

4. 1. 2. 設計変数

2次元翼型最適設計のための PARSEC 法での設計空間を表2に示す. 本研究では最大翼厚比を 10%に制約している.

表2 設計空間

PARSEC 法			
変数		下限値	上限値
前縁半径	r_{le}	0.005	0.020
後縁角	α_{te}	-9.00	-3.00
上面最大翼厚位置	x_{up}	0.3	0.5
上面最大翼厚	z_{up}	0.035	0.070
上面翼面曲率	z_{xxup}	-0.45	-0.15
下面最大翼厚位置	x_{lo}	0.30	0.50
下面翼面曲率	z_{xxlo}	0.20	0.80
後縁開き角	β_{te}	2	6
後縁高さ	z_{te}	-0.02	0.02

4. 2. 3次元翼下面再設計

3次元翼下面再設計では巡航 $C_L=0.129$ における L/D の最大化を行う. 用いる設計変数は PARSEC 法での下面の変数である x_{lo} , z_{xxlo} の2変数とした.

5. 結果と考察

5. 1. 2次元最適化結果

図8に今回の最適設計で得られた各翼型の形状を示す. 図8の各形状を見ると, 全体的に後縁で大きなキャンバーがついている形状となっている. $C_l=0.6$ では前縁半径が比較的大きく, 前縁部から翼弦中央までキャンバーがついていない対称形状になっており, また翼面も平坦な形状となっている. 一方で, それより大きな設計 $C_l=0.8$ では, 前縁部から緩やかにキャンバーが付いている形状となっている. さらに大きな設計 $C_l=1.0$ の形状では前縁から大きなキャンバーを持ち, 高い揚力を得るためにキャンバーを利用した形状となっている.

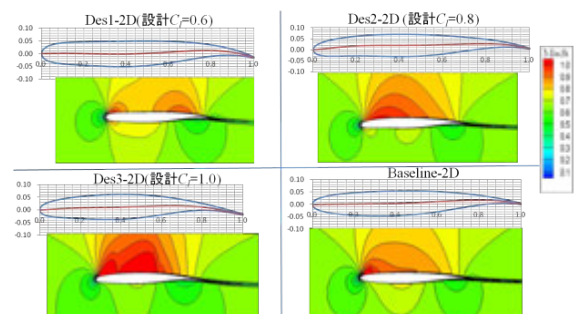


図8 各設計 C_l での最適形状

5. 2. 3次元計算結果

前節から各設計 C_l から得られた翼型を NWB 形状に適用し, 巡航 C_L での計算を行った. 3次元形状におけるスパン方向の翼厚分布や捩り下げ分布は先行研究での基準形状(図2)と同等とした.

表3に2次元最適化計算から得られた翼型形状を適用した NWB の3次元計算による空力特性の結果を示す. また図9にその時の表面圧力分布の可視化, 図10に外翼翼胴接合部における C_p 分布を示す. 表3より L/D は Des2 で最も大きく 20.4 となった. 図9の可視化結果より, Des1 では外翼上面の前縁において依然強い衝撃波が形成されていた一方, Des2 では外翼上面の翼

前縁で発生していた衝撃波の発生が抑制されていることが分かる。同時に、下面前縁側において弱い衝撃波の発生が観察できる。Des3 については外翼上面の翼前縁での衝撃波が比較的后縁側に観察され、が意欲だけでなく内翼上面側での負圧領域も広がっている事が分かる。しかしながら、その局所衝撃波は比較的強いものとなっているうえ、外翼下面の翼前縁での衝撃波も強くなり、空力性能を悪化させていると考えられる。

図 10 より外翼-翼胴接合部での C_p 分布を比較すると、Des1 では前縁サクションが大きく、その後強い圧力回復が起きており造波抵抗により空力性能が低下したことが分かる。Des2 の C_p 分布をみると上面でのサクションが低く抑えられ、上面の流れが緩やかになっている事が分かる。但し、下面前縁でサクションがやや大きくなり、衝撃波が発生した事により、全体としての空力性能の向上とはならなかったと考えられる。Des3 の C_p 分布をみると翼胴接合部では衝撃波が発生していない事が分かるが、翼弦中央付近において圧力回復が起こっており、また図 9 にも見られたように外翼翼端側での上面で強い衝撃波が見られ、空力性能が低下していることが分かる。翼上面前縁での衝撃波を緩和するという点からは Des2 を新たな基準形状とすることが有望であり、NWB 形状に適用する翼型としてはスーパークリティカル翼型のように後縁に大きなキャンバーを持つ翼型では無く、翼型前縁部から徐々に緩やかなキャンバーを持ち始め、負圧領域を保つ翼型の適用が望ましい事が分かった。また、Des2 においては下面前縁での形状を再設計することにより下面前縁でのサクションを抑え、空力性能を改善できると考えられる。この改善に向けた再設計について次節以降に述べる。

表 3 3次元形状空力特性

	L/D	巡航迎角(deg.)
Des1(設計 $C_l=0.6$)	18.7	0.82
Des2(設計 $C_l=0.8$)	20.4	1.04
Des3(設計 $C_l=1.0$)	18.9	0.45

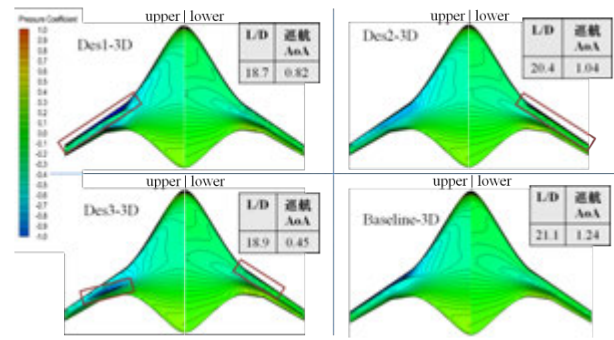


図 9 3次元表面圧力分布の比較

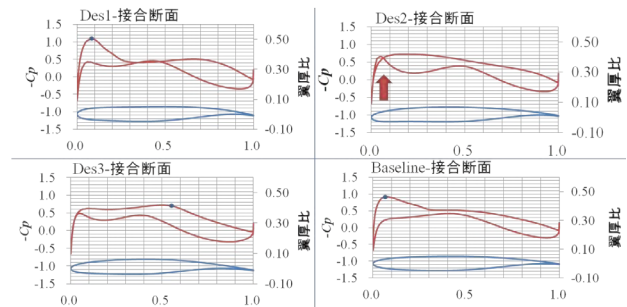


図 10 外翼翼胴接合部断面 C_p 分布

5. 3. 3次元翼下面再設計結果

Des2 において PARSEC 法での下面の変数である x_{lo} , z_{xxlo} のみを設計変数として 3次元計算によってサンプリングを行い、Kriging 法を用いた設計探索を行った。計算個体は初期個体 10 個体、追加個体 8 個体の計 18 個体である。図 11 にサンプリングの結果を示す。図 12 にはサンプリングにより得られた近似曲面を示す。サンプリングにより得られた最適個体を DesA とし、表面圧力分布の可視化の結果を図 13 に示す。また図 14 に DesA と BaseLine 形状の $C_l-C_{Mp_{cg}}$ の関係性を示す。表 4 には DesA の空力特性を示す。

図 12 のサンプリング結果から、前節で得られた Des2 よりも高い揚抗比を示す設計が複数得られた。DesA では Des2 と比較して揚抗比にして約 0.2 の向上が見られた。

図 12 の近似曲面の可視化結果を見てみると、下面の最大翼厚位置である x_{lo} は前方にあるほど L/D が低く、0.4~0.5 といった比較的后方に位置するほど L/D が高い事がわかる。また下面翼面曲率 z_{xxlo} が小さく翼下面形状が緩やかに変化する時に L/D が向上することが分かる。図 13 において、今回のサンプリングで得られた最適個体 DesA の表面圧力分布をみると、下面の前縁で

の衝撃波が緩和された事がわかる。この衝撃波の緩和により空力性能が向上したと考えられる。また外翼翼胴接合部断面の C_p 分布を Des2 と比較すると、DesA では下面前縁でのサクションが Des2 に比べ弱くなっており、圧力回復が緩やかになっている事が分かる。また図 14 を見ると、巡航 C_L 時のモーメントがほぼ BaseLine と同様になっており、トリム静安定性がある事が見て取れる。また表 4 より空力中心位置は BaseLine と比べ約 1.5% 後方に移動し、Static Margin は 5.5% に増加している事が分かる。

このように空力的な改善は部分的に行う事が出来たが、先行研究における Baseline と比較すると全体としての L/D が向上は十分とは言えない。これは今回の設計では翼型を変更した事によって必要となる振り下げ分布の再設計は行っていないため、得られた翼型における振り下げ分布が適正でないためと考えられる。

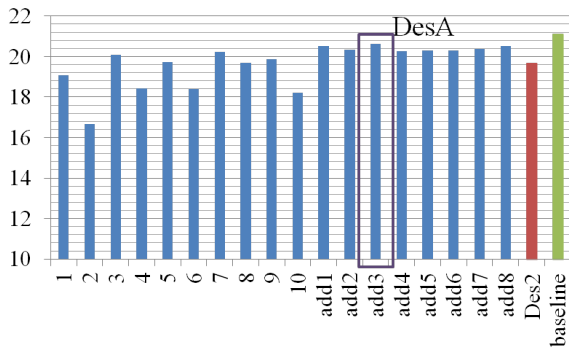


図 11 サンプルング結果

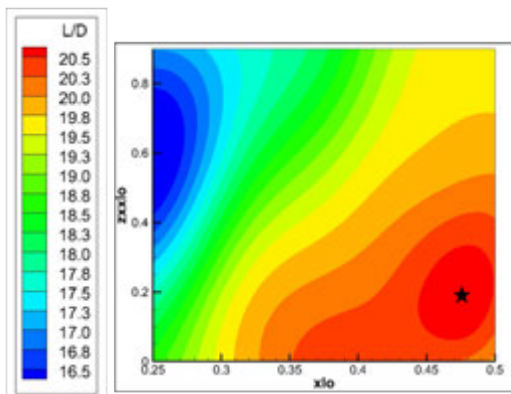


図 12 応答曲面の様子

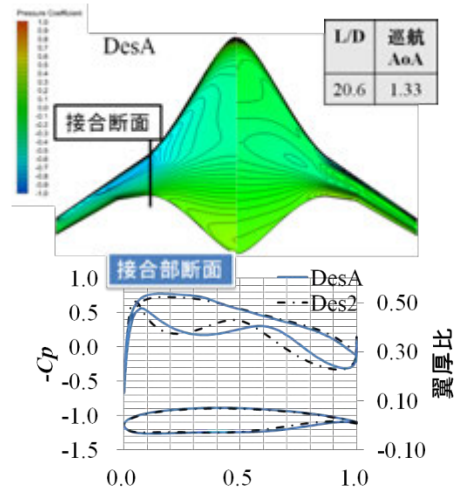


図 13 DesA 表面圧力分布

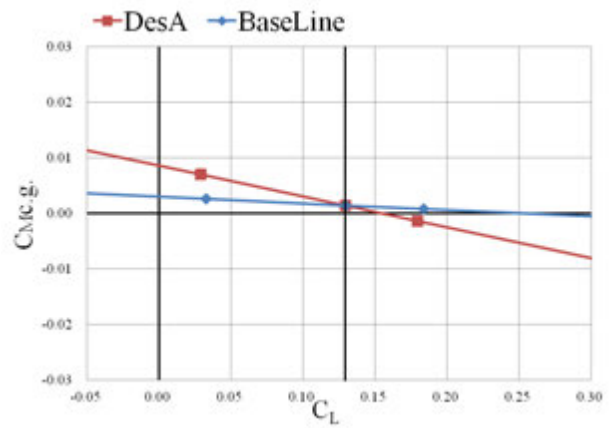


図 14 DesA, BaseLine の $C_L-C_{M_{p.c.g.}}$ の関係性

表 4 DesA 空力特性

L/D	巡航迎角(deg.)
20.6	1.33
空力中心位置(%)	Static Margin(%)
53.6	5.524

6. まとめ

本論文では 150 席級の次世代型翼胴旅客機, NWB の外翼について幾つかの設計 C_L の元で 2 次元翼型の最適設計を行い, NWB に生じていた造波抵抗の低減を試みた。また, 2 次元翼型の有望形状を 3 次元形状に反映させたうえで空力特性の考察を行った。さらにその結果から, 3 次元設計による下面の再設計を行い, 空力性能の向上を試みた。2 次元翼型設計の結果, 設計 C_L が

0.6 で抵抗を最小化した翼型形状が 3 次元展開した時に最も良い空力特性となる結果を得た。また、圧力場の観察から、下面再設計を行った結果、2 次元翼型最適設計から得られた結果よりも空力性能の向上が見られた。以上の結果では過去の研究で問題となっていた外翼上面の翼前縁に発生していた衝撃波を低減する事が出来ている。但し、全体としての空力性能向上が依然として必要であり、今後は詳細に設計した翼型に対して捩じり分布などを再設計する必要がある。

参考文献

- [1] Liebeck, R., "Design of the blended wing body subsonic transport," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, 2004.
- [2] <http://www.jadc.or.jp/JADCF00.pdf>
- [3] <http://silentaircraft.org/> (last accessed on 30th January, 2009).
- [4] 埴田亮, 奈良拓矢, 柴田眞, 野村聡幸, 山本一臣, 金崎雅博, 「Kriging 法による翼胴融合型旅客機の空力形状最適設計」, 第 49 回飛行機シンポジウム講録論文集, 石川, 2011 年.
- [5] Sobieczky, H.: "Parametric Airfoils and Wings," Notes on Numerical Fluid Mechanics, pp. 71-88, Vieweg 1998.
- [6] John H. Holland, *Adaptation in Natural and Artificial Systems*, 1975
- [7] B. van Leer, Toward the ultimate conservative difference scheme. 4 a new approach to numerical convection, *Journal of Computational Physics*, Vol. 23, 276-299, 1977.
- [8] Obayashi, S. and Guruswamy, G. P.: "Convergence Acceleration of a Aeroelastic Navier-Stokes Solver," *AIAA J*, Vol. 33, No. 6, pp. 1134-1141, 1995
- [9] 中橋和博, 藤井孝蔵: 格子形成法とコンピュータグラフィックス, 東京大学出版会, 1995 年.
- [10] Obayashi, S. and Guruswamy, G.P. "Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver", *AIAA J*, Vol. 33, pp. 1134-1141, 1999.
- [11] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications", *AIAA J*, Vol. 36, pp.157-159, 1998.
- [12] Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach Forth Edition", *AIAA Education Series*, AIAA, 2006.
- [13] Torenbeek, E., "Synthesis of Subsonic Airplane Design", *Delft University Press*, Kluwer Academic Publishers, 1982.
- [14] Bradley K. R., "A Sizing Methodology for the Conceptual Design of Blended-Wing-Body Transport", *NASA/CR*, 2004.