

# 卒業論文要旨

## 遺伝的アルゴリズムを用いた翼胴融合機の空力性能評価と形状最適化

### Aerodynamic Characteristics Evaluation and Shape Optimization by Genetic Algorithm for a Blended Wing Body Aircraft

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1210017 板谷 匠海

#### 1. 緒言

近年、地球環境保全に対する意識が世界的に高まっている。航空機メーカーは環境にやさしい航空機の開発が求められており、環境への負荷を低減する航空機の研究開発が進められている。その中で、新たな形状の航空機の実用化に向けた研究が行われており、その一つに Blended-Wing-Body (BWB)機と呼ばれる翼胴融合機がある。BWB 形状は胴体と主翼の一体化により機体全体をなめらかな曲線で結び凹凸の少ない外見的特徴がある。胴体と主翼の一体化により胴体部でも揚力を生み出すことができ、濡れ面積に対して揚力を生む面積が増加し高い揚抗比を得ることができる。このような BWB 機は 800 人乗り大型機のコネプトとして考えられている。

BWB 形状による空力性能の向上や積載体積の増加などの利点は大型機に限らず小型機にも適用されうると考えられる。しかしながら、大型機と小型機では航続距離や最大離陸重量が異なるため、小型機に適する BWB 形状を検討する必要がある。奈良<sup>(1)</sup>は、150 人乗り BWB 旅客機のコネプト検討を行っており、航続距離とペイロードを従来機と同等として重量推算および CFD による空力性能評価を行った結果、従来機と比べ小さな重量でより高い揚抗比を得られたと報告している。しかし、BWB 形状の特徴を考慮した小型機の設計例は少ない。

以上のような背景より、本研究では BWB 形状が小型旅客機に適用可能か評価することを目的とする。本研究の先行研究において唐澤<sup>(2)</sup>は、小型 BWB 機の一連の形状探索手法を示した。その手法を拡張し BWB 機の最適形状を求め、その形状が十分な空力性能を得ているかを評価する。そのために BWB 形状の定義を行い、定義した形状に対して揚抗比を目的関数とした最適化計算を実行する。最適結果として求めた形状を初期形状と比較しその優位性を示せるかを調査する。

#### 2. 数値計算法

##### 2.1 最適化手法

本研究では、最適解探索に遺伝的アルゴリズム(Genetic Algorithm: GA)を適用する。GA は生物の進化メカニズムを模倣して考えられた最適解探索アルゴリズムで、個体群が交叉や突然変異を繰り返しながら世代交代していくことで最適解を探索する。また、高コストである流体計算を直接 GA の最適解探索に組み込ませると計算時間が増大するため実験計画法を用いる。最適化計算の流れを図 1 に示す。本研究では実験計画法にラテン超立方体法(Latin Hypercube Sampling: LHS)を適用する。LHS 法は多変数層別サンプリング手法で、設計変数のすべての水準が他の変数の水準に対して重複することなく割り当てられる。LHS 法で得られた結果から効率

的に解を探索するために近似手法である kriging モデルを用いる。この一連の最適化計算には米国 Sandia 国立研究所開発のオープンソフトウェアである Dakota を使用した。

##### 2.2 流体計算の支配方程式

計算対象である BWB 機の流体計算における支配方程式は 3 次元圧縮性 Euler 方程式を用いる。空間の離散化にはセル中心有限体積法を用い、非粘性数値流束には SLAU スキームを使用した。MUSCL 法を用いて流束を再構築して 2 次精度化し、空間勾配制限関数には Venkatakrishnan を用いた。時間積分法には LU-SGS 法を用いた。流体計算には JAXA 開発の非構造格子対応圧縮性ソルバである FaSTAR を使用した。

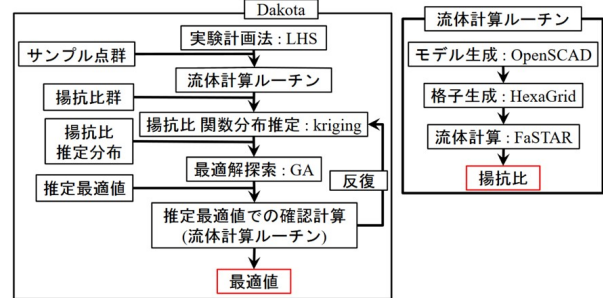


Fig. 1 Flowchart of shape optimization for BWB

#### 3. BWB 形状定義

##### 3.1 BWB 形状の定義変数と表現法

BWB 形状を表現するために、He ら<sup>(3)</sup>によって定義された 2 次元平面での BWB 形状変数をもとに、3 次元立体空間で表現できるよう形状変数を新たに定義した。また、BWB の

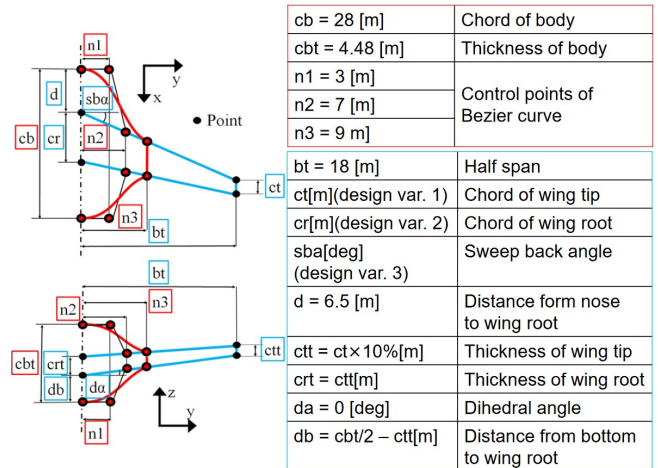


Fig. 2 BWB configuration variables and values  
滑らかな曲線を表現するために、定義した形状変数を翼部に

において直線で、胴体部および翼胴体接合部ではベジェ曲線でそれぞれ結んで表現した。BWB 設計変数とそれぞれの値を図 2 に示す。モデル生成にはオープンソース 3DCAD ソフトウェアである OpenSCAD を用いた。

### 3.2 概念形状

本研究では 100 人乗り小型 BWB 旅客機を設計することとする。各変数値は 3.1 で定義した BWB 形状からキャビンを必要空間とし、Boeing/NASA の大型機向け実験機 X-48B を参考にしてキャビンが収まるように設定した。

### 4. 計算条件

本研究では一連の最適化計算の実行可能性について検証した。そのため、翼部形状の最適化計算を行い空力係数の評価をした。

#### 4.1 流体計算の主流条件と計算格子、境界条件

主流条件は高度 10,000[m]を  $M=0.8$  で巡航飛行すると想定し、静温は 223.252[K]、静圧は 26,499[Pa]とした。また、 $AoA=2[deg]$ とした。計算格子は格子数が約 280 万点、表面格子は最小サイズ 0.035[m]、最大サイズ 0.070[m]とした。計算領域は機体全長を  $L$ としたとき、主流方向、高さ方向、スパン方向にそれぞれ 50Lとした。格子生成には JAXA 開発の非構造格子自動生成ソフトである HexaGrid を用いた。

#### 4.2 最適化計算の計算条件

最適解探索の条件として設計変数を 3、目的関数は揚抗比としてその最大化を条件とした。サンプル数を 250 ケース、確認計算回数を 30 ケースとした。

### 5. BWB 翼形状最適化の計算結果

GA 最適解探索で得られた最適解の流体計算において、計算回数を重ねても揚抗比の値が振動し収束しなかった。各世代における揚抗比と各設計変数の関係を図 3 に示す。世代が進むにつれて揚抗比が大きくなるように各設計変数が変化し、一定値に集中していくことが確認できる、ただし、揚抗比が 400 近い値をとることは現実的にはなく、揚抗比の推定分布の精度に問題があると考えられる。GA は推定分布に対して最適解探索を行ったため、より揚抗比が高い方向へ進化したことがわかる。

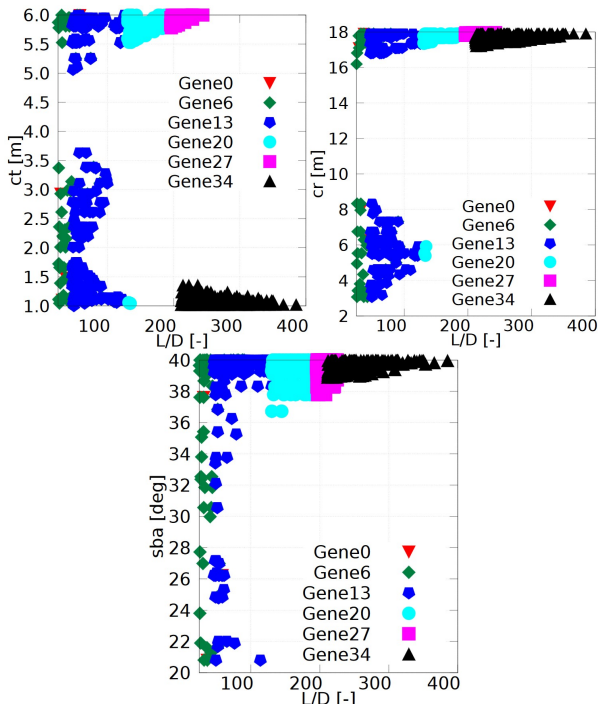


Fig. 3 Each design variable with respect to L/D for each generation (ct (left top), cr (right top), sba (bottom))

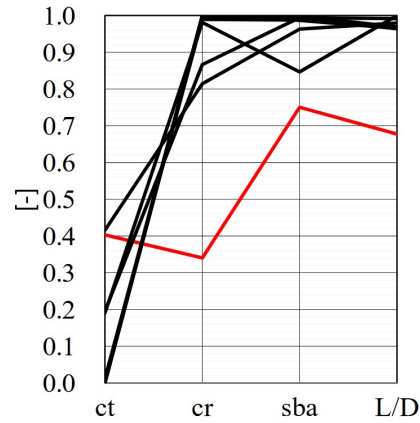


Fig. 4 PCP results for the top 10 of L/D (black lines) and the based configuration of BWB (red line)

サンプル点群と確認計算で得られた結果から、揚抗比上位 10 個体の値と初期形状の値を図 4 に示す。平行座標表示 (Parallel Coordinate Plot: PCP)により可視化し比較した。揚抗比が高い値となったのは、各世代の進化過程と同様に  $ct$  が小さく、 $cr$  および  $sba$  が大きな値となった個体であった。また、初期形状と比較すると  $cr$ ,  $sba$  において大きな差が確認された。揚抗比が最大となった形状を最良形状とし、初期形状とのマッハ数分布比較を図 5 に示す。 $cr$  が大きくなったことにより全体として揚力を生む濡れ面積が大きくなり、揚力増加につながった。また、翼胴境界位置での翼弦長増加により後縁側でのマッハ数の変化率が穏やかになり、または圧力勾配が緩やかになり衝撃波が緩和された。そのため、造波抵抗が低減され抗力が減少したと考えられる。また、翼前縁での衝撃波は翼厚が薄くなったため、初期形状と比べ最良形状では強まっている。しかし、後退角が大きくなったことにより、衝撃波による造波抵抗の増加は軽減されていると考えられる。表 1 に初期形状と最良形状の空力性能の結果を示す。最良形状では、初期形状に比べ揚抗比が 1.5 近く向上した。

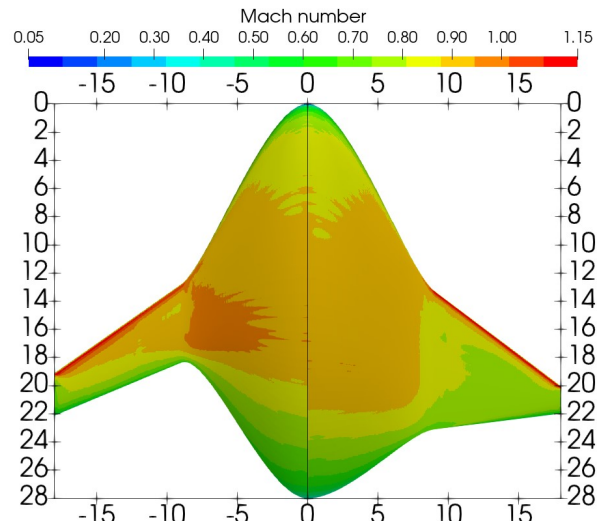


Fig. 5 Mach number contours for the based configuration of BWB (left) and the best L/D configuration (right), upper surface

Table 1 Comparison the base configuration and the best configuration for aerodynamics characteristics

Parameter	$C_l$	$C_d$	L/D
Base	0.199506	0.0161596	12.3459
Best	0.205816	0.0148553	13.8547

## 6. まとめ

本研究ではBWB形状の小型旅客機への適用可能性を調査するため、その最適化手法の実行可能性について計算を行った。3設計変数での翼部形状最適化についてGAを用いて計算を行い、初期形状と比べ揚抗比の増加が確認できた。推定分布に関しては問題点を調査し、より再現性の高い分布を生成できるようにする必要がある。今後は設計変数を増やしBWB全機の形状最適化を行っていく予定である。

## 謝辞

本計算結果は宇宙航空研究開発機構が所有する、自動格子生成ソフトウェア「HexaGrid」、高速流体解析ソフトウェア

「FaSTAR」を利用することにより得られたものである。

## 文献

- (1) 奈良拓矢, 金崎雅博, “将来型リージョナルジェット旅客機の概念検討と空力性能の効率化,” 第47回飛行機シンポジウム講演論文集, JSASS-2009-5040, (2009).
- (2) 唐澤颯人, “小型 Blended Wing Body 旅客機の空力性能評価と形状探索,” 高知工科大学大学院修士学位論文, (2019).
- (3) Y. He, B. Song and Y. Cao, “Structural optimization of an underwater glider with blended wing body”, *Advances in Mechanical Engineering*, Vol. 9, No. 9, (2017), pp. 1-11.