

# ベイズ最適化を用いた小型 Blended wing body 旅客機の形状探索

## Shape Search for a Blended-Wing-Body Aircraft using Bayesian Optimization

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1255027 板谷 匠海

### 1. 緒言

近年、温室効果ガスの排出を全体としてゼロとするカーボンニュートラルを 2050 年までに目指すことが世界各国で宣言されている。航空機運航分野においても CO<sub>2</sub> 総排出量削減に向けてさまざまな取り組みがなされており、水素航空機の開発や持続可能な航空燃料の導入促進などがある。航空機メーカーも低燃費である環境性能の高い機体の開発が進められており、従来型の胴体と翼からなる航空機(Tube-And-Wing : TAW)の改良を目指した研究開発が進められている。一方で、新たな形状の航空機の実用化に向けた研究も進められており、その一つに翼胴融合機がある。

翼胴融合機は Blended-Wing-Body : BWB と呼ばれ大人数乗り長距離輸送機として提案された<sup>(1)</sup>。BWB は胴体と翼が滑らかに一体化した形状であり、形状の不連続がなく TAW と比べて濡れ面積が少ない。また胴体部でも揚力を得られることから、全体として高い揚抗比を得られる形状である。TAW の揚抗比がおおよそ 18 程度と比べ、BWB は 20 程度となっている。胴体部で揚力を得られることから翼への揚力の集中を低減できるため、翼にかかる構造負荷が小さくなり、機体全体として構造重量の低減にもつながる。さらに胴体と翼の一体化により、横広な客室を設けることが可能で、積載体積の増加や、貨物機であれば積載物形状の自由度も高い。BWB 形状による空力性能の向上や積載体積の増加は、提唱された大型機だけでなく、小型機にも適すると期待できる。しかしながら大型機と小型機では乗客数や航続距離が異なるため、その有用性を確認するためには概念設計から翼胴融合機の小型化に関して検討する必要がある。

先行研究としてこれまで 100 人乗り小型 BWB 旅客機の形状概念を検討し<sup>(2)</sup>、外形形状を定義した。その検討結果より、小型 BWB 旅客機のスパン方向翼型の選定を行い、その後、機体全体に対して揚抗比の最大化を目的とし、勾配法を用いた空力形状最適化を行った。

本研究では、小型 BWB 旅客機の空力形状を検討し、十分な空力性能が得られるか調査する。揚抗比の最大化を目的とした機体形状のベイズ最適化を実行し、空力性能については数値流体計算(Computational Fluid Dynamics : CFD)により評価する。機体形状の変化と空力性能の違いを考察し、本研究にて提案する新たな小型 BWB 旅客機の有用性を示す。

### 2. 数値計算法

#### 2.1 最適化手法

空力形状の最適化手法としてベイズ最適化<sup>(3)</sup>を用いた。ベイズ最適化はベイズの定理を用いた確率的な最適化手法である。目的関数に対して仮定を用いることで、少ないサンプルでその目的関数の最小値を予測することができる手法である。本研究におけるベイズ最適化計算のアルゴリズムを以下に示す。ここにおけるサンプルデータは実験計画法によって生成した設計変数値とその形状での目的関数値

のデータの集合である。本研究において設計変数は BWB 形状を決定する形状定義変数の値であり、目的関数はその形状での空力性能である揚抗比とする。実験計画法にはラテン超方格サンプリング(Latin Hypercube Sampling : LHS)を用い、獲得関数には Lower Boundary Condition : LBC を適用した。

- Step 0. 実験計画法により、サンプル点を生成。
- Step 1. サンプル各点において CFD を行い、目的関数値を取得。
- Step 2. サンプルデータからガウス過程回帰を行い、目的関数の推定分布を生成。
- Step 3. 獲得関数より、最適と推定される設計変数値を決定。
- Step 4. Step 3 で得られた設計変数値より BWB 形状を生成、CFD を行い、目的関数値を取得。
- Step 5. 収束判定を行い、収束ならば Step 4 の形状が最適形状、未収束ならばサンプルデータに Step 4 の結果を加えて Step 2 へ。

#### 2.2 数値流体計算法

数値流体計算には宇宙航空研究開発機構(Japan Aerospace eXploration Agency : JAXA)が開発した圧縮性流体解析ソルバである FaSTAR を用いた。計算対象まわりの流れ場の支配方程式には、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る。また、数値流束には SLAU スキームを用い、時間積分には LU-SGS(Lower Upper Symmetric Gauss Seidel)を用い、空間精度には MUSCL 法を用いて 2 次精度化する。

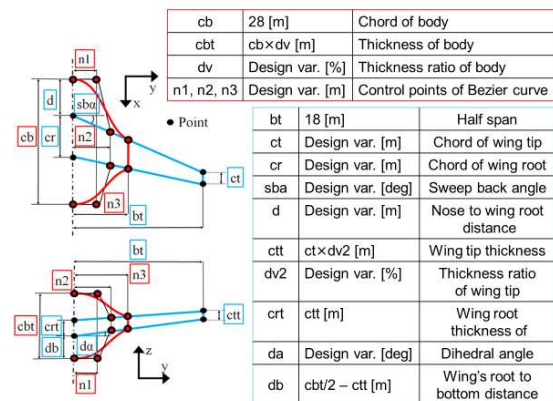


Fig. 1 BWB configuration variables and values

### 3. 問題設定

#### 3.1 BWB 形状定義と表現

BWB 形状を表現するために、形状定義変数を定め、図 1 に示す。胴体部はベジェ曲線、翼部は直線によりつなぎ合わせた。形状定義変数の値を変化させることで、機体形状

と空力性能の変化を定量的に評価できる。また、スパン方向には SC(2)-0712 翼を、ベジエ曲線により翼弦長と翼厚を変化させて分布させた。この BWB 形状は 100 人乗りキャビンが収まるよう、全長を 28[m]、スパン長を 36[m]としている。

### 3.2 流体計算条件

主流条件として、高度 10,000[m]を M=0.8 で巡航飛行する様子を想定する。迎角は AoA=2[deg]とする。計算格子生成には JAXA 開発の HexaGrid を用いた。計算対象の BWB モデルは半裁モデルとし、計算領域はモデル全長を L として、主流方向、奥行き方向、スパン方向にそれぞれ 50L とする。格子点数は約 280 万点であり、最小格子幅は 0.035[m]である。

## 4. 問題設定

### 4.1 最適化条件

実験計画法によるサンプル点を 125 点とし、収束条件は前回と設計変数値がほぼ一致したときとした。10 個の形状定義変数を設計変数とし、目的関数は揚抗比(Lift by Drag : L/D)の最大化とした。

### 4.2 結果と考察

サンプル 125 形状を得たのち、最適形状探索を行った結果、44 回で収束した。合計で 169 形状に対して CFD を行い、その計算時間は約 84.7 時間となった。使用した計算機のプロセッサは、Intel Xeon Gold 6242R(3.10GHz・20 コア)の 2CPU であり、32 並列で計算を行った。

表 1 に最適形状の設計変数値と目的関数値を示す。この最適化計算により、L/D=21.21 となる形状が得られた。各設計変数値の結果より、ct を除く 9 変数で設計空間の境界値となったことがわかる。胴体に関する設計変数のうち、胴体厚みにかかわる dv と胴体部の横幅を決める n1, n2, n3 は下限値を取ることで主流方向の投影面積を小さくした。また、胴体に対する翼の位置を決める d が上限値となったことから、翼が胴体後方に配置されることで、先細りである機首形状となった。これらより、抵抗が低減されたと考えられる。翼に関する変数のうち、cr と d が上限値となったことで大きな翼面積となり、揚力の増加につながったと考える。

Table 1 Results of optimum shape variables and L/D

Variables				Result
Name	Details	Lower bounds	Upper bounds	
dv	Thickness ratio of body	10	18	10
dv2	Thickness ratio of wing tip	6	13	6.0
ct	Wing tip chord	2	7	4.6
cr	Wing root chord	12	18	18
d	Nose to wing root distance	0	9	9.0
sba	Sweep back angle	38	42	42
da	Dihedral angle	0	7.5	0.0
n1	Control point of Bezier curve	3.6	9	3.6
n2		4	10	4.0
n3		8	18	8.0
L/D	Lift by drag			21.21

図 2 に、最適計算の L/D 経過を示す。サンプルでは L/D のばらつきが大きいものの、最適値探索では 1 回目からサンプルより高い L/D となる形状が得られており、推定分布が単調ないし単峰性であると考えられる。最適値探索は L/D=21 付

近で収束していることがわかる。サンプルでの最高値と比べ、最適値は揚抗比で 3 程度高い値を持つ形状が得られた。

図 3 では最適形状まわりの流れ場のマッハ数分布を示す。上面側では翼前縁に衝撃波が生成されているが、後退角 sba と翼端厚み割合 dv2 が下限値であることから、衝撃波による造波抵抗を最も低減させた形状であると考えられる。

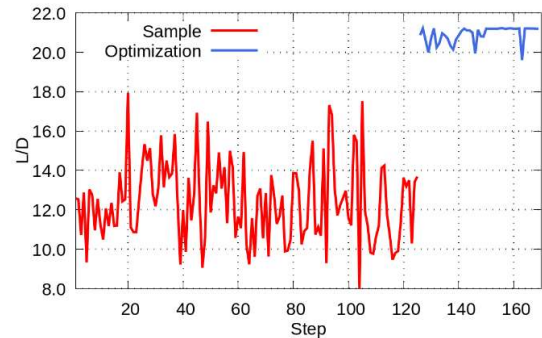


Fig. 2 Shape optimization progress with respect to L/D (Red: sampling phase, blue: optimization phase)

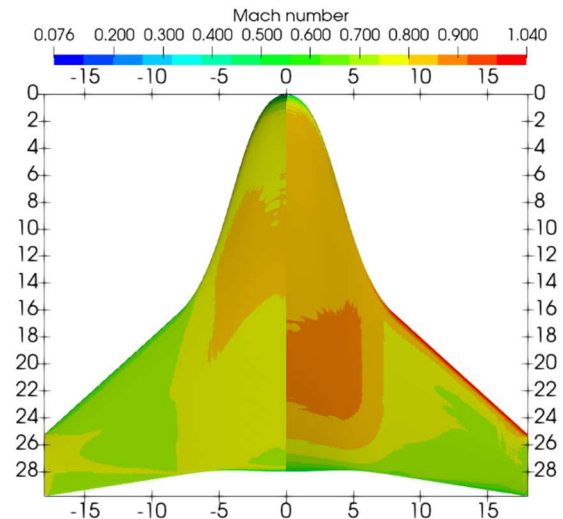


Fig. 3 Mach number contour of optimum BWB configure (Left: bottom side, right: top side)

## 5. 結言

本研究では、100 席程度の小型 BWB 旅客機に対してベイズ最適化による空力形状最適化計算を行った。最適形状は L/D=21.2 の高揚抗比を持つ機体となり、TAW と比べても高い値となった。ベイズ最適化を用いたことにより、低計算コストで空力形状の最適化問題を解くことができた。得られた最適形状は、その設計変数の多くが設計空間の境界値に至ったが、翼部に関しては揚力増大のための空力的な更なる最適値が設計空間内に存在する可能性があり、より自由度の高い翼形状表現の導入が有効であると考えられる。

## 文献

- (1) R. H. Liebeck, M. A. Page and B. K. Rawdon, "Blended-Wing-Body subsonic commercial transport," AIAA Paper 98-0438, (1998).
- (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, (2020).
- (3) E. Brochu, V. M. Cora and N. de Freitas, "A tutorial on Bayesian optimization of expensive cost functions, with application to active user modeling and hierarchical reinforcement learning," arXiv:1012.2599, (2010).