

# 卒業論文要旨

## ベイズ推定を用いた小型翼胴融合機の形状探索及び空力特性評価

### Shape Search and Aerodynamic Characterization for a Blended-Wing-Body Aircraft Using Bayesian Optimization

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1240093 竹森 和希

#### 1. 緒言

近年、航空機による排出ガスの環境への影響が問題となっており、航空機メーカーは低燃費で環境性能の良い航空機の開発を目指している。従来型の胴体と翼からなる航空機 (Tube-and-Wing : TAW) の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研究も進められている。その一つに翼胴融合機 (Blended-Wing-Body : BWB) がある。翼胴融合機は胴体と翼がなめらかに一体化した形状である。Liebeckらによって大人数乗り長距離輸送機として 1988 年に提唱され<sup>1)</sup>、NASA や Boeing 社などによって研究や実証実験が進められており、Airbus 社は翼胴融合機である電動航空機を 2035 年までに実用化すると発表している<sup>2)</sup>。

翼胴融合機は胴体と主翼の一体化により極端な凹凸がなく濡れ面積が少ないため胴体部においても揚力を生み出すことができ、全体として高い揚抗比を得ることが可能となる。そのため、離着陸時の速度を低下させることができ、従来機と比べて騒音が低減されると Hileman ら<sup>3)</sup>によって報告されている。また、胴体部において揚力を得られることから、主翼のみに揚力が集中せず強度に余裕があるため構造負荷の低減が可能である。さらに胴体と翼の一体化により横に広い客室や荷室を設けることができるため、積載体積の増加も従来機と比べ期待できる。こういった長所は提唱された大型機だけでなく、中型機や小型機にも適すると期待できる。空力性能、騒音低減に加え、ペイロードの増加は、一度に輸送できる量が増えることにつながるため、限られたスペースに貨物などを載せる従来小型機と比較して、大きな利点となる。先行研究<sup>4)</sup>では、支配方程式に 3 次元圧縮性 Euler 方程式を用い、ベイズ最適化による小型翼胴融合機の形状探索を行った。本研究では、粘性を考慮した数値流体計算を行い、ベイズ最適化による形状探索を行う。機体形状の変化と空力性能の違いを考察し、小型翼胴融合機の有用性について検討する。

#### 2. 数値計算法

##### 2.1 数値流体計算法

数値流体計算には宇宙航空開発機構 (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、Navier-Stokes 方程式を用いる。乱流モデルには、Spalart-Allmaras-noft2-R を採用し、Navier-Stokes 方程式と連立した RANS 計算を行う。空間の離散化にセル中心有限体積法を用いる。空間精度には MUSCL 法を用いて 2 次精度化し、流束制限には Venkatakrishnan リミッタを採用する。時間積分には LU-SGS を用いた。

#### 2.2 最適化手法

形状探索のための最適化手法にはベイズ最適化を用いた。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、少ないサンプルで目的関数の最小値を予測することができる。本研究におけるベイズ最適化のアルゴリズムをいかに示す。ここでサンプル点は BWB の形状を決定する設計変数値、目的関数は揚抗比である。サンプルデータは実験計画法によって得られる設計変数値とその形状に対して CFD を実行することによって得られる揚抗比の集合である。実験計画法にはラテン超方格法 (Latin Hypercube Sampling : LHS) を用い、獲得関数には下側信頼性限界 (Lower Confidence Bounds : LCB) 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. サンプル各点で 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により、目的関数の推定分布を作成。
- Step 3. 獲得関数より、次の探索点を決定。
- Step 4. Step 3 で決めた探索点においてガウス過程回帰により、推定目的関数値を取得。Step 2 へ。
- Step 5. Step 2 から Step 4 を繰り返し、収束条件を満たしたとき、終了。
- Step 6. 得られた形状で CFD を行い、目的関数値を取得。

#### 3. 問題設定

##### 3.1 概念設計

本研究では、100 人乗り総エコノミーである小型翼胴融合機を設計する。胴体長さは 28[m]とし、キャビンが十分収まる長さとした。スパン長は 36[m]とし、客席数が同程度の TAW と同程度の大きさであり、地方空港での運用も可能である。胴体部と翼部の断面翼型形状には SC(2)-0712 を適用した。

##### 3.2 流体計算条件

主流条件は、高度 10,000[m]を  $M=0.8$  で巡行飛行すると想定する。レイノルズ数は  $Re=1.935 \times 10^8$ 、静温は 223.252[K]、静圧は 26,499[Pa]、迎角は  $AoA=2[deg]$ とした。計算格子には JAXA が開発した非構造格子自動生成ツールである HexaGrid を用いた。計算対象の BWB モデルは半載モデルとし、計算領域は機体全長を  $L$  として、主流方向、高さ方向、スパン方向にそれぞれ 50L とした。総格子点数は約 2700 万点であり、表面最大格子サイズ、最小格子サイズはともに 0.035[m]とした。

## 4. 最適形状探索

### 4.1 最適化計算条件

実験計画法におけるサンプル点を 100 点とし、設計変数値と揚抗比をもつデータを事前サンプルデータとして用意した。設計変数を下の図に示す 10 変数とし、目的関数を揚抗比 (Lift by Drag : L/D) の最大化とする。収束条件は設計変数値の変化量が  $10^{-2}$  以下となったときとし、獲得関数におけるトレードオフ係数は、 $\beta=2$  とした。最適値探索段階では CFD を行わず、ガウス過程回帰により推定 L/D を取得した。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、流体計算は 40 並列で行った。

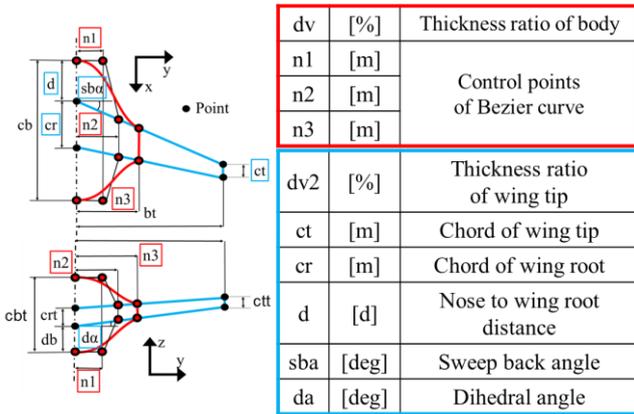


Fig. 1 BWB design variable values and their placement

### 4.2 結果と考察

図 2 に最適値探索の経過を示す。サンプル 100 形状に対して最適値探索を行った結果、48 回で収束し、約 6 分で推定最適値の取得ができた。また、最適値探索 1 回目から高い L/D となる形状を取得できていることから推定分布が単峰性もしくは単調である可能性が考えられる。

表 1 に最適値探索より得られた空力係数と設計変数の結果値を示す。推定 L/D は 21.05、CFD 実行後の L/D は 20.77 となり、1.3%の誤差が出ていることが分かる。また、各設計変数の結果より、d を除く 9 変数で設計空間の境界値となったことが分かる。胴体厚みを決める dv と胴体の横幅を決める n1, n2, n3 が下限値となった。そのため、主流方向の投影面積が小さくなり、抵抗が低減したものと考える。翼に係わる設計変数のうち、ct, cr がともに下限値となったことから翼面積が小さくなり、抵抗の低減につながったと考える。翼の厚みに係わる dv2 は上限値となった。その結果、より厚みのある翼が生成され揚力の増加につながったと考えられる。また、後退角 sba が上限値となったことから翼前縁における衝撃波の緩和による造波抵抗の低減につながったと考えられる。

図 3 に最適形状での表面圧力係数分布を示す。上面側では翼部前縁から胴体部にかけて負圧領域が広がっていることが分かる。下面側では翼部前縁において正圧領域が確認できる。また、胴体部後方においても正圧領域が広がっていることが分かる。

## 5. 結言

本研究では、100 席程度の小型翼胴融合機について、ベイズ最適化を用いた形状最適化を行った。最適形状は L/D=20.7 となる TAW と比べても高い揚抗比となる機体となった。また、最適値探索では CFD を行わず、ガウス過程を用いた推定最適値の取得を行っており、計算コストの大幅な削減につながった。

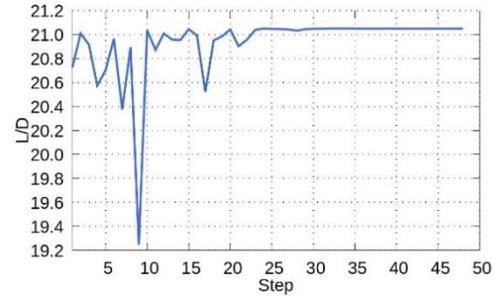


Fig. 2 Progress of optimal value search

Table 1 Results of optimum shape variables and L/D

Variables	Result
dv	10.0
dv2	13.0
ct	2.0
cr	12.0
d	6.77
sba	42.0
da	7.5
n1	3.60
n2	4.00
n3	8.00
L/D(estimation)	21.05
L/D	20.77

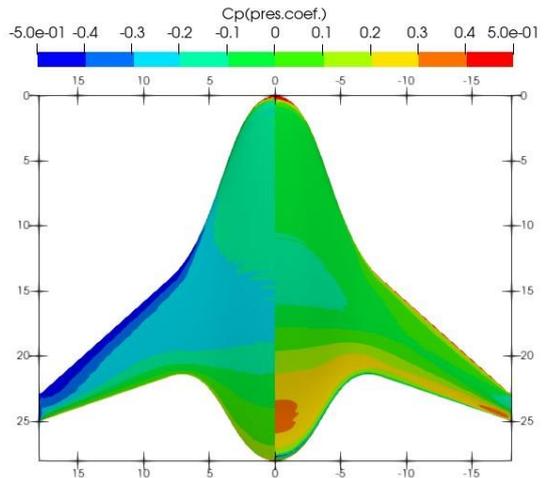


Fig. 3 Surface pressure coefficient distribution in optimum BWB configuration (Left : top side, Right : bottom side)

## 参考

- (1) R. H. Liebeck, M. A. Page and B. K. Rawdon, "Blended-Wing-Body subsonic commercial transport," AIAA Paper 98-0438, (1998).
- (2) [https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/d82a792c20d166f4700d20c013fead8a\\_EN-Airbus-unveils-ZEA-concepts.pdf](https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/d82a792c20d166f4700d20c013fead8a_EN-Airbus-unveils-ZEA-concepts.pdf)
- (3) J. I. Hileman, Z. S. Spakovszky, M. Drela and M. A. Sargeant, "Aircraft design for silent aircraft," AIAA Paper 2007-453, (2007).
- (4) 板谷匠海, "ベイズ最適化を用いた小型 Blended-Wing-Body 旅客機の形状探索," 高知工科大学大学院修士学位論文, (2023).