

# 次元圧縮を活用した高次元ベイズ最適化による小型翼胴融合機の形状探索

## Shape Search for a Small Blended-Wing-Body Aircraft Using High-Dimensional Bayesian Optimization with Dimension Reduction

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 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視されている。そのため航空機メーカーでは、より低燃費で環境性能の良い航空機の開発が求められている。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注目を集めている。その一つに翼胴融合機 (Blended-Wing-Body: BWB) がある。BWB は胴体と翼がなめらかに一体化した形状であり、Liebeck らによって大人数乗り長距離輸送機のコンセプトとして 1988 年に提唱された<sup>(1)</sup>。

BWB は胴体と翼の一体化により極端な凹凸がなく、濡れ面積が小さくできる。また、胴体部でも揚力を生み出すことができるため、全体として高い揚抗比を得ることが可能となる。その他の利点として、高い揚力を得られることから離着陸時の速度を低下させることができ、従来機に比べて騒音が低減されると Hileman らによって報告されている。また、胴体部においても揚力を得られることから、主翼のみに揚力が集中せず、翼部での構造的負荷を低減することができる。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に比べて期待できる。しかしながら、大型機としての研究は進められている一方、小型機としての研究はあまりない。

本研究では、小型 BWB 機に対して揚抗比の最大化を目的とした空力形状最適化を行う。最適化計算にはベイズ最適化を用いる。しかしながら、ベイズ最適化は高次元問題に対して一般的に収束性が悪くなることが知られている。そこで、次元圧縮法を用いることで収束性の安定化及び計算コスト削減を目指す。空力性能は数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics: CFD) により評価し、最終的に得られた最適解について機体形状と空力性能を考察し、小型 BWB 機の有用性を示す。

### 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。計算対象周りの流れ場の計算には、3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。乱流モデルには、Spallart-Allmaras-*noft2-R* を採用し、RANS 計算を行う。空間の離散化にはセル中心有限体積法を用いた。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 リミッタを採用した。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効率的な最適化手法で、少ないサンプル数で目的関数の最小 (最大) 値を予測するこ

とができる。最適化対象は BWB 形状を決定する設計変数値、目的関数は揚抗比の最大化である。サンプルデータは実験計画法の一種であるラテン超方格法 (Latin Hypercube Sampling: LHS) により取得を行い、獲得関数には下側信頼性限界 (Lower Confidence Bounds: LCB) を適用した。

#### 2.3 次元圧縮法

次元圧縮法には Active Subspace 法を用いた<sup>(2)</sup>。Active Subspace 法とは、目的関数と設計空間の依存関係を最もよく捉える線形部分空間を抽出する手法で、目的関数の勾配情報から決定される。

#### 2.4 最適化計算の流れ

まず、ラテン超方格法によりランダムに得られた形状に対して CFD を実行することで目的関数値の取得を行う。得られたサンプルデータから Active Subspace 法により次元圧縮を行い、低次元空間の構築を行う。この低次元空間において再びサンプルデータの取得を行い、ベイズ最適化による最適値探索を開始する。まず、ガウス過程により目的関数の推定分布を作成する。得られた推定分布に対して獲得関数 LCB により最適値の候補点を決定する。その候補点において CFD を実行することにより目的関数値を得る。これを収束判定が満たされるまで繰り返し行う。最終的に得られた目的関数値が最大値となる形状を最適値とする。

### 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、スパン長は 36 [m] とした。これは、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。

#### 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。レイノルズ数は平均空力翼弦長を代表長さとし、 $Re = O(10^7)$  となっている。静温は 223.252 [K]、静圧は 26,499 [Pa]、迎角は  $AoA = 2$  [deg] とした。計算対象の BWB モデルは半裁モデルとし、計算領域は機体全長を  $L$  とし、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 2,700 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。

#### 3.3 設計変数

図 1 に BWB の形状変数とその配置を示す。胴体部に係わる変数は固定値とし、翼部に係わる変数のうち、翼端厚み割合  $dv2$ 、翼端、翼根翼弦長  $ct$ 、 $cr$ 、機首から翼根定義位置の距離  $d$ 、後退角  $sba$ 、上反角  $da$  の 6 変数を設計変数とした。図 2 に断面翼型の形状変数とその配置を示す。断面翼型表現には修正 PARSEC 法を用いた。後縁厚み  $\Delta z_{tel}$  は 0 で固定値とし、その他の 10 変数を設計変数とした。

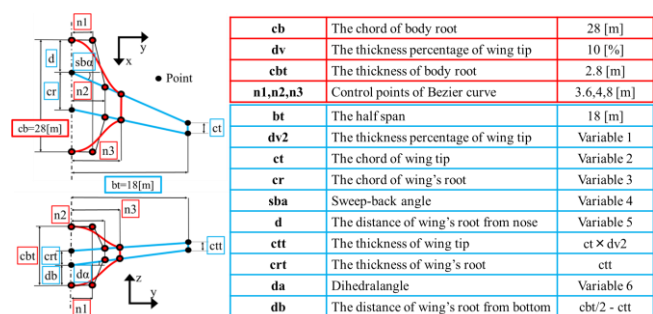


Fig. 1 BWB design variable values and their placement

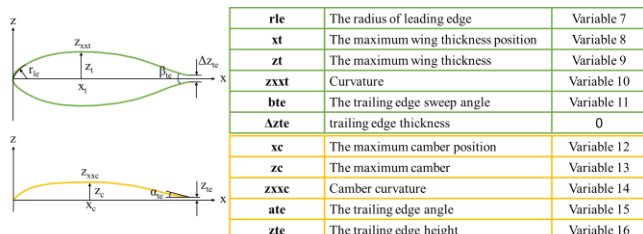


Fig. 2 Airfoil design variable values and their placement

#### 4. 最適化計算結果

##### 4.1 次元圧縮結果

事前に得られたサンプルデータ 150 形状から次元圧縮を行った結果を図 3 に示す。図より、設計変数の数が 8 以上で高次元空間の分散情報の 95% を保持できることが分かる。

##### 4.2 最適値探索結果

設計変数の数を 8、サンプル数を 100 形状とし、最適値探索を行った。図 4 に最適値探索における L/D 値の推移を示す。探索回数は 500 回、探索時間は 3258 時間となった。高い空力性能となる形状の取得はできたが、探索において L/D 値にばらつきがあり、結果として膨大な計算時間となった。これは、高次元空間における目的関数の非線形性に起因するものだと考えられる。Active Subspace 法では、低次元空間を一次的な傾向として表現する。そのため、設計変数の感度が分散している問題では低次元空間を少数の支配的な方向に限定することが困難となる。図 3 で示した累積寄与率より、2~3 次元程度の低次元空間では目的関数の分散を十分に表現できないことが分かる。これは、目的関数が特定の設計変数に強く支配されているのではなく、複数の設計変数が複雑に関連し合いながら L/D 値に影響を及ぼしていることと示唆される。その結果、低次元空間上で元の非線形性を十分に表現することができず、最適値探索の収束性が悪くなった。そこで、低次元空間における高次元空間の情報をあえて削減し、目的関数の変動を支配する方向を意図的に限定することを考える。このようにすることで、元の局所的な非線形性や設計変数間の相互作用を制限し、目的関数を単純化させることで、最適値探索における収束性が改善されるのではないかと考える。

##### 4.3 最適形状

図 5 に最適形状における上面側と下面側の表面圧力係数分布、図 6 に断面翼型形状を示す。上面側において胴体前縁付近に高圧領域が確認できる。これは、前縁が丸い翼型が生成されたためである。また、上面側に負圧領域が広がっていることが分かる。これは、断面翼型の上面側が平らになっていることから、前縁からの流れの加速が緩やかになったためである。そのため、衝撃波の緩和につながったと考える。下面側では全体に同程度の正圧領域が分布していることが分かる。このことから、特に胴体部において上面側と下面側の圧力差が大きくなり揚力を得ることができていると考える。以上より、最適値では L/D=22.8 となる高い空力性能となる形状の取得を行うことができた。

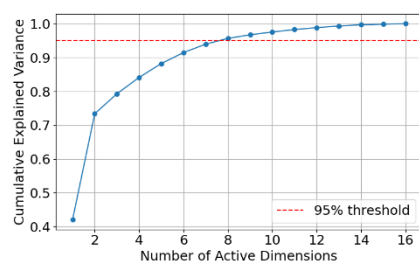


Fig. 3 Relationship between cumulative explained variance and number of design variables

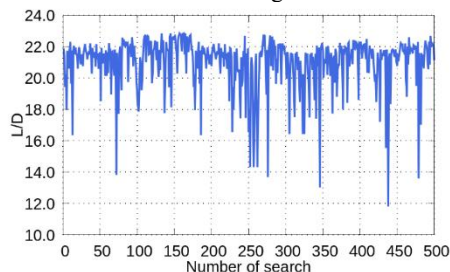


Fig. 4 L/D progress of optimal value search

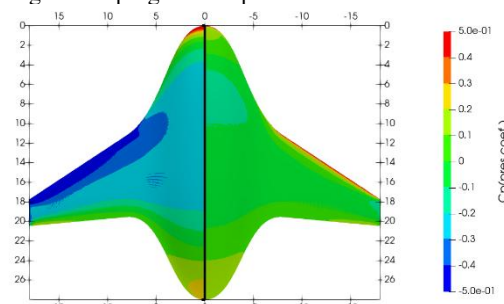


Fig. 5 Surface pressure coefficient distribution in optimum BWB configuration (Left : Upper, Right : Bottom)

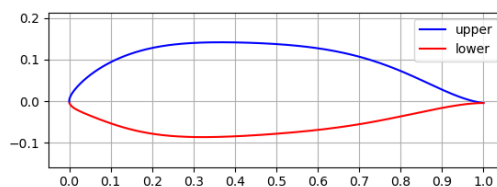


Fig. 6 Optimal cross sectional airfoil shape

#### 5. 結言

本研究では、100 席程度の小型 BWB 機について、Active Subspace 法とベイズ最適化を用いた空力形状最適化を行った。しかしながら、最適値探索において L/D 値にばらつきがあり収束性が悪いことが確認された。これは、元の目的関数の非線形性に起因するものだと考えられ、Active Subspace 法では低次元空間を特定の少数の方向に限定することが困難だったためだと推察される。そこで、高次元空間の情報を削減することで低次元空間の方向を限定し、収束性の改善につながるのではないかと考える。ただ、最適値としては L/D=22.8 となる高い空力性能となる形状の取得ができており、実用的な観点からも十分に高い性能であるといえる。

#### 参考文献

- (1) R. H. Liebeck, M. A. Page and B. K. Rawdon, "Blended-Wing-Body subsonic commercial transport," AIAA Paper 98-0438, (1998).
- (2) P. G. Constantine, E. Dow and Q. Wang, "Active subspace methods in theory and practice: applications to kriging surfaces," SIAM J. Sci. Comput., Vol. 36, No. 4, pp. A1500–A1524, (2014).