

# 小型 Blended Wing Body 旅客機の空力性能評価と形状探索

## Numerical Evaluation of Aerodynamic Characteristics and Shape Finding for a Small Blended Wing Body Aircraft

知能機械システム工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1225015 唐澤 颯人

### 1. 緒言

近年、地球環境保全に対する関心が高まる中、航空機においても低燃費・低騒音で環境性能のよい機体が航空機開発メーカーには求められるようになってきている。例えば、現在日本で開発が行われている三菱スペースジェット(Mitsubishi SpaceJet)では複合材技術、新型エンジンを用いることで、従来の同型ジェット機と比較して低燃費・低騒音で環境性能のよい機体を目指している<sup>(1)</sup>。このように航空機の設計は、従来の Tube-and-Wing (TAW) 機の設計の改善に集中している。

一方、新しい形状の航空機の実現に向けて様々な研究が行われており、そこで注目されているのが、Boeing や NASA によって先駆的研究<sup>(2)</sup>と概念実証実験<sup>(3)</sup>が進められている、Blended Wing Body (BWB) がある。この BWB 形状は胴体と主翼を一体化し、機体全体が滑らかな曲面で構成される外見的特徴を持っている。この形状の特徴として、不連続な凹凸のない流線形とし抵抗や騒音の低減に加え、胴体と主翼を一体化することで、胴体部分も揚力を生み出し、濡れ面積に対して、揚力を生む面積が相対的に大きくなり、高い揚抗比を得ることができる。また、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、内部空間が大きいことためペイロードの増加といった点が従来機と比較して期待できる。このような BWB は Liebeck ら<sup>(4)</sup>によって、重量増加のために経済的に成立しないような大型機であっても、経済性が十分に高い機体を実現できるといった観点から概念が提唱されている<sup>(5)</sup>。

形状による空力性能、騒音低減、ペイロードの増加の観点から、BWB 形状の利点は大型機のみならず小型機にも適用できるのではないかと考えられる。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大きく異なり、BWB 形状を小型機とし適用した設計例が少ない。

本研究では従来の TAW 機と比較し、BWB 形状の特徴を生かし、ペイロードの増加、なおかつ同等以上の揚抗比を持つ新しい小型機形状を検討することとした。

### 2. 数値計算法

本研究では、流体計算に宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発した高速圧縮性流体解析ソルバである FaSTAR を用い、形状探索のための最適化計算に米国サンディア国立研究所が開発した最適化システムである Dakota を用いる。

#### 2-1 支配方程式

計算対象周りの流れ場計算の支配方程式には、3次元圧縮性 Euler 方程式を用いる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dv + \int_S \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot d\mathbf{s} = 0 \quad (1)$$

ここで、 $\mathbf{Q}$  は保存量ベクトルで、 $\mathbf{F}$  は非粘性流束ベクトル、 $d\mathbf{s}$  は面積の絶対値をもつ外向き法線ベクトルである。それぞれは以下のように与えられる。

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{pmatrix} \mathbf{i} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{pmatrix} \mathbf{j} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)w \end{pmatrix} \mathbf{k} \quad (3)$$

ここで、 $\rho$  は密度、 $u, v, w$  はそれぞれ  $x, y, z$  方向の速度、 $e$  は単位体積あたりの全エネルギー、 $p$  は圧力である。 $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$  はそれぞれ  $x, y, z$  方向単位ベクトルである。また、 $\rho, e, p$  の関係は比熱比を  $\gamma$  とする理想気体であることを仮定する。すなわち、圧力は以下のように与えられる。

$$p = (\gamma - 1) \left[ e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (4)$$

$\gamma$  は空気の場合、1.4 である。

#### 2-2 離散化手法

本研究では、空間の離散化にはセル中心有限体積法を用いる。各面での垂直方向の流束と面積を掛けたものの和で評価する。

$$\int_S \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot d\mathbf{s} = \sum_k^{\max} [\mathbf{F}_k(\mathbf{Q}) \cdot d\mathbf{s}_k] \quad (5)$$

ここで、 $k$  は各面の番号を示し、要素の面の数である。また各流束は以下のように与えられる。

$$\mathbf{F} \cdot d\mathbf{s} = (f_x n_x + f_y n_y + f_z n_z) S = \mathbf{T}^{-1} \mathbf{F}_n S \quad (6)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_x & n_y & n_z & 0 \\ 0 & t_{1x} & t_{1y} & t_{1z} & 0 \\ 0 & t_{2x} & t_{2y} & t_{2z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{F}_n = \begin{bmatrix} \rho u_n \\ \rho u_n^2 + p \\ \rho u_n t_{n1} \\ \rho u_n t_{n2} \\ (e+p)u_n \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\mathbf{T}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_x & t_{1x} & t_{2x} & 0 \\ 0 & n_y & t_{1y} & t_{2y} & 0 \\ 0 & n_z & t_{1z} & t_{2z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

ここで、 $f_x, f_y, f_z$ は $x, y, z$ 方向の流束成分、 $\mathbf{T}$ は回転行列、 $S$ は面積である。回転行列の成分の $(n_x, n_y, n_z)$ は面の法線ベクトル成分、 $(t_{1x}, t_{1y}, t_{1z}), (t_{2x}, t_{2y}, t_{2z})$ は2つの接線ベクトルである。これらの法線ベクトル、接線ベクトルは単位ベクトルである。また、 $u_n, u_{t1}, u_{t2}$ は法線方向、接線方向の速度である。ここで以下の関係式が成り立つ。

$$\mathbf{Q}_n = \mathbf{T}\mathbf{Q} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_n \\ \rho u_{t1} \\ \rho u_{t2} \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_x & n_y & n_z \\ 0 & t_{1x} & t_{1y} & t_{1z} \\ 0 & t_{2x} & t_{2y} & t_{2z} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} \quad (11)$$

ここで、 $\mathbf{Q}_n$ はセル垂直方向に $x$ 軸を持つ局所座標系での保存ベクトル、 $\mathbf{Q}$ は全体座標での保存量ベクトルである。式(8)の $\mathbf{F}_n$ はセル境界面で定義され、リーマン解法では境界面を挟んだ両側の値 $\mathbf{Q}_{na}, \mathbf{Q}_{nb}$ を用いて求められる。

$$\mathbf{F}_n = \mathbf{F}_n(\mathbf{Q}_{na}, \mathbf{Q}_{nb}) \quad (12)$$

ここで、 $\mathbf{Q}_{na}, \mathbf{Q}_{nb}$ は式(10)を使って求める。また、数値流束にはSLAUスキーム<sup>(6)</sup>を用い、空間精度にはMUSCL法<sup>(7)</sup>を用いて2次精度化する。

### 2-3 最適化手法

本研究の形状探索のための最適化手法には、勾配法を用いた。最適化問題を目的関数 $F(\mathbf{X})$ の最大化とする。最適化問題に対する数値解法として、次に従い繰り返し計算により最適解を得る。

$$\mathbf{X}^{q+1} = \mathbf{X}^q + \alpha \cdot \mathbf{S}^q \quad (13)$$

ここで $\mathbf{X}$ は設計変数ベクトル、 $\mathbf{S}$ は探索方向ベクトル、 $\alpha$ はステップ幅、 $q$ は試行回数を示している。

探索方向 $\mathbf{S}$ の決定には目的関数 $F(\mathbf{X})$ の勾配 $\nabla F(\mathbf{X})$ が用いられる。しかし、探索方向に制約条件がある場合にはこれ以上進むことができなくなる。そのため、探索方向を決める方法として実行可能方向法<sup>(8)</sup>を用いる。ここで、制約条件を以下のように仮定する。

$$g_1(\mathbf{X}) \leq 0 \quad (14)$$

$$\mathbf{X} = (x_1, x_2) \quad (15)$$

ここで、 $g_1(\mathbf{X})$ は制約条件であり、 $g_1(\mathbf{X})$ の境界上に現在の設計点 $\mathbf{X}^1$ があるとす。このときの探索方向 $\mathbf{S}$ を決定するには、

Step 1. 設計点 $\mathbf{X}^1$ での勾配 $(\nabla F(\mathbf{X}^1), \nabla g_1(\mathbf{X}^1))$ を求める。

Step 2. 次の2つの不等式を満たす探索方向 $\mathbf{S}$ を求める。

$$\nabla F(\mathbf{X}^1) \cdot \mathbf{S} \geq 0 \quad (16)$$

$$\nabla g_1(\mathbf{X}^1) \cdot \mathbf{S} \geq 0 \quad (17)$$

このとき、式(17)を満たす $\mathbf{S}$ のなかで、式(16)を最大にするような $\mathbf{S}$ を選択すると、目的関数 $\nabla F$ を最も増加させることができる。

実行可能方向法のアルゴリズムは以下のように与えられる。

Step 0. 初期点 $x_0$ を与え、 $q = 0$ としてStep 1へ。

Step 1. 終了判定条件を満たしていたら停止する。

Step 2. 探索方向 $\mathbf{S}$ の決定。

Step 3. 直線探索によりステップ幅 $\alpha$ を計算し、式(13)により $\mathbf{X}^q$ を更新する。

Step 4.  $q = q + 1$ としてStep 1へ戻る。

## 3. BWB形状の定義

### 3-1 形状定義変数

BWB形状を表現するための形状定義変数は、Heら<sup>(9)</sup>によって定義された2次元平面でのBWB形状変数を基に、より自由な形状を表現できるようにするため3次元に拡張した。定義した形状変数は、以下の表1と図1に示すような変数により与えられる。

Table 1 Parametric shape variables

cb	The chord of body root
cbt	The thickness of body root
bt	The half span
ct	The chord of wing tip
ctt	The thickness of wing tip
cr	The chord of wing's root
crt	The thickness of wing's root
d	The distance of wing's root from BWB nose
db	The distance of wing's root from BWB bottom
sba	Sweep-back angle
da	Dihedral angle
n1, n2, n3	Control points

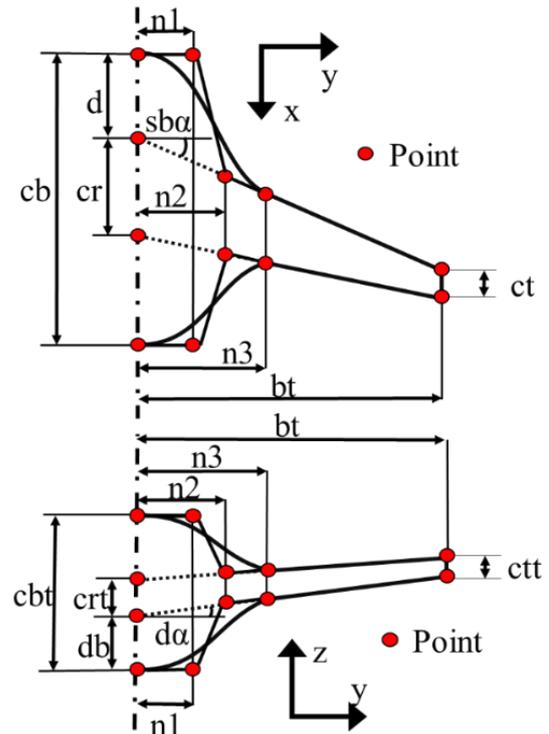


Fig. 1 Definition of parametric shape

### 3-2 形状表現方法

本研究では、胴体と主翼が滑らかに接続されるBWB形状に対して、胴体部分はベジェ曲線、主翼部分は直線を用いることで形状表現を行った。ベジェ曲線は制御点を自由に配置することで、自由度が高く滑らかな曲線を表現することができる。そのため、BWB形状のような滑らかな曲線によって構成される形状を表現

するのに、効果的であると考えたためである。図 2 の赤線で示す部分が、4点制御のベジェ曲線で表現され、以下の式で与えられる。また表 2 にそれぞれに対応する座標位置を示す。

$$P = (1-t)^3 P_A + 3(1-t)^2 t P_B + 3(1-t)t^2 P_C + t^3 P_D \quad (18)$$

$$0 \leq t \leq 1$$

胴体の滑らかな部分を 4点制御のベジェ曲線で、主翼部分は直線を用いて表現すると、24 点の座標点が必要となる。これらの座標点を 3.1 節で述べた定義変数を用いて、従属的に変化させるように座標位置を設定した。またスパン方向には、スーパークリティカル翼型をベジェ曲線に沿って、翼弦長と翼厚を変化させて分布させ、それぞれの定義断面は凸包によって補間することで、BWB 形状を表現する。

Table 2 Coordinate

$P_A$	$P_0$	$P_4$	$P_{12}$	$P_{16}$
$P_B$	$P_1$	$P_5$	$P_{13}$	$P_{17}$
$P_C$	$P_2$	$P_6$	$P_{14}$	$P_{18}$
$P_D$	$P_3$	$P_7$	$P_{15}$	$P_{19}$

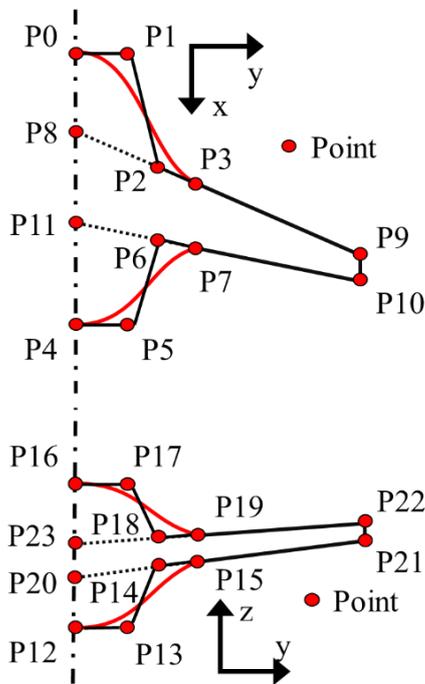


Fig. 2 Control points of Bezier curve

### 3-3 概念形状

本研究では、100 人乗りの総エコノミーの小型 BWB 旅客機を設計することとする。キャビン高さは、従来の TAW 機の小型機と比較し、E190 は 2[m]、CRJ1000 は 1.89[m]、MSJ は 2.03[m]<sup>(1)</sup>であるため、本研究でも 2[m]あれば従来機に劣らないものだと考えた。また座席ピッチ、座席幅、通路幅は MSJ<sup>(1)</sup>の値を参考に、少し大きめの値を用いて、それぞれ 80[cm]、50[cm]、50[cm]とする。

キャビン幅については、BWB 形状の胴体断面が楕円形であり、機内を与圧した場合に円形に比べて機体内外の圧力差による力に弱いといった構造上の問題点を改善するために、リブの設置が必要となってくる。そのリブがキャビンの内部圧力負荷に耐えるように設計する必要があり、座席幅、通路、備品、リブを確保す

るために、約 3.6[m]<sup>(10)</sup>の値を用いた。これらの値を用いると、5列×10席がキャビン幅を有効に使用できたため、左右対称に 8[m]×3.6[m]のキャビンを1つずつ配置することとした。

表 3 にキャビン緒言、図 3 に概念平面図を示す。平面図は Boeing と NASA の大型機向けの実験機 X-48B<sup>(11)</sup>を参考にキャビンが収まるように設定した。

以上のことを踏まえた上で、CAD データを生成した結果を図 4 に示す。図 4 の赤色の Box 部分は表 3 の値を満たしたキャビンを示す。

Table 3 Introduction of cabin

height [m]	2
seats pitch [cm]	80
seats width [cm]	50
aisle width [cm]	50
cabin width [m]	3.6
depth [m]	8 (0.8×10)

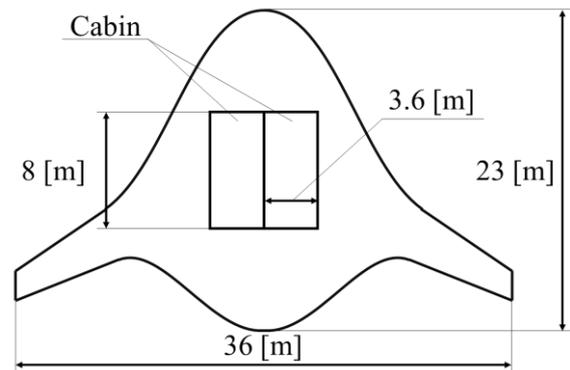
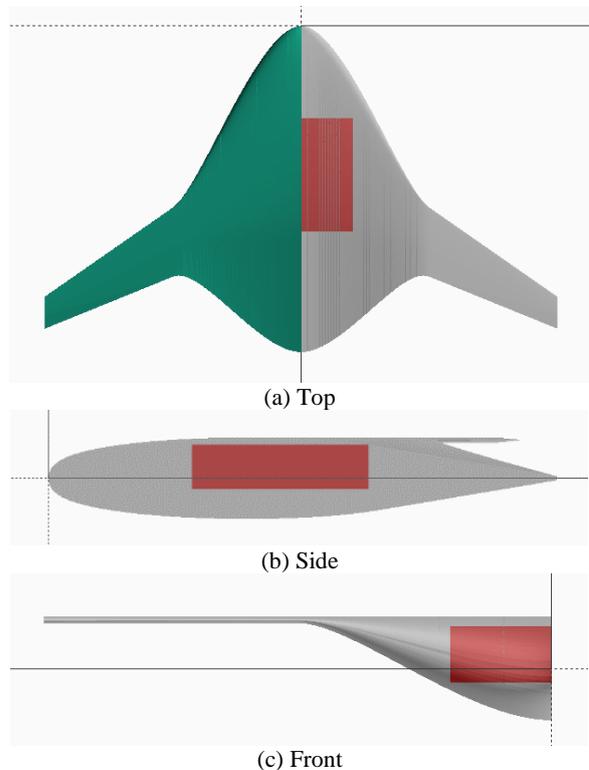


Fig. 3 Concept of planform



(a) Top  
(b) Side  
(c) Front  
Fig. 4 Trihedral figure

#### 4. スパン方向翼型選定

本研究では SC(2)-0012 翼を分布させたものと、キャンバーがついた SC(2)-0712 翼を分布させたものを比較した。BWB 形状は胴体部分も翼型であるため、胴体部分により揚力を生む形状を分布させるが、本形状においても有効であるか比較検証を行った。キャビンを取るため、胴体中心は 16%、翼端は 10%と最大翼厚比を固定した。

##### 4-1 計算条件

高度 10000[m]を  $M=0.8$  で巡航飛行すると想定し、 $AoA=0, 2, 4[deg]$ と変化させて計算を行った。主流条件を表 4 に示す。

Table 4 Freestream condition

Parameters	Values
Angle of attack [degree]	0, 2, 4
Mach number [-]	0.8
Temperature [K]	223.252
Pressure [Pa]	26499

##### 4-2 計算格子

計算領域は機体全長を  $L$  としたとき、主流方向  $50L$ 、高さ方向に  $50L$ 、機体幅方向に  $50L$  とした。セル数は約 170 万点、計算対象周りの表面最小セルサイズは  $0.035[m]$ 、表面最大セルサイズは  $0.28[m]$  である。計算領域を図 5、計算対象の表面格子を図 6 に示す。

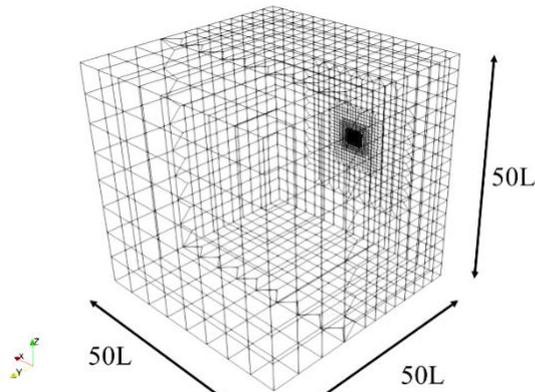


Fig. 5 Mesh

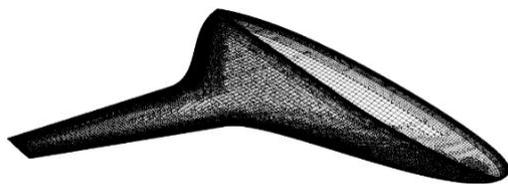


Fig. 6 Mesh around initial shape

##### 4-3 結果及び考察

表 5 に流体計算により、得られた空力性能の結果を示す。迎角が増加することで、 $C_l$  値と  $C_d$  値ともに増加していることが分かる。また SC(2)-0012 翼を分布させたときは  $4^\circ$ 、SC(2)-0712 翼を分布させたときは  $2^\circ$  の時に  $L/D$  の値が大きい値をとった。SC(2)-0712 翼を分布した際、 $2^\circ \sim 4^\circ$  にかけて揚抗比が減少したのは、淀み点が下面側に移動することで上下面に圧力差が生まれやすくなったが、主流方向の面積が増加し、 $C_l$  値の増加分よりも、 $C_d$  値増加分が大きいとみられる。

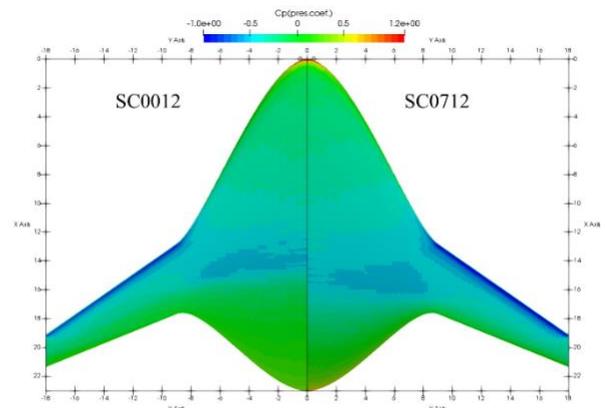
また、 $2^\circ$  の時の表面圧力分布を図 7、 $C_p$  分布を図 8 に示す。図 7 の下面側の表面圧力分布に、大きな差異は見られなかった。しかし、上面側の後縁部分において、SC(2)-0712 翼を分布させた形状の方が、負圧の領域が広いことが分かる。

また図 8 の  $C_p$  分布を比較すると、SC(2)-0012 翼は対称翼であるため、上下面にほとんど圧力差が生まれていないことが分かる。一方で、SC(2)-0712 翼を分布させた際は、下面側ではより前縁側で圧力回復が起こっているのが分かる。これは、上面側に反りがつくことで、空気が緩やかに加速され、下面側では、翼形状の傾きが SC(2)-0012 翼と比較して早い箇所からついており、空気が加速する箇所が前縁側に移動したと考えられる。その結果、圧力差を生みやすくなり、揚抗比が向上したのではないかと考えられる。

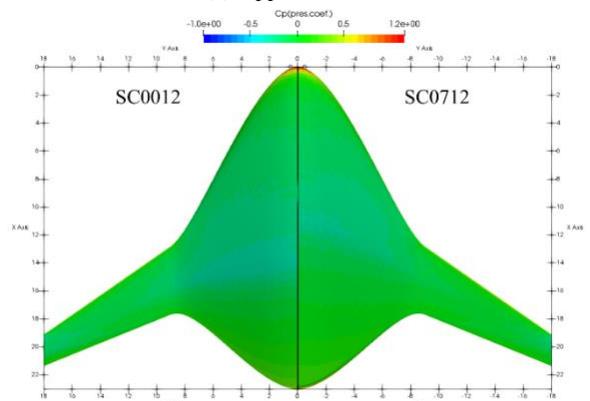
以上の結果から BWB 形状において、胴体部分により揚力を生む形状を分布させることは有効であると考えられる。本研究では、大型機向けの BWB<sup>(11)</sup> 形状を基に、スパン方向に SC(2)-0712 翼を分布させたものを基本形状とし、巡航状態は迎角を  $2^\circ$  つけた状態とする。

Table 5 Aerodynamic Characteristics

AoA	SC0012			SC0712		
	$C_l$	$C_d$	$L/D$	$C_l$	$C_d$	$L/D$
0	0.0081	0.0111	0.7271	0.1189	0.01280	8.6144
2	0.1422	0.0149	9.5623	0.2500	0.02088	11.9688
4	0.2738	0.0259	10.5778	0.3776	0.03525	10.713



(a) Upper surface



(b) Lower surface

Fig. 7 Comparison of surface pressure distribution

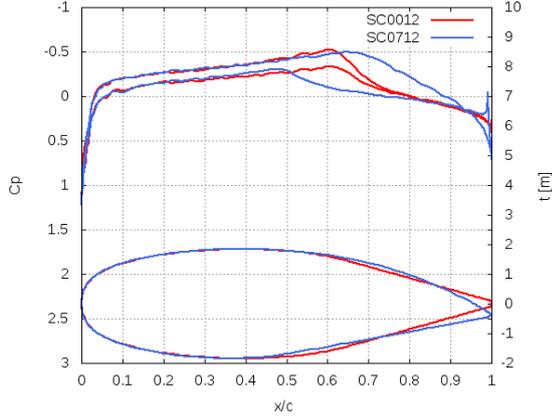


Fig. 8 Cp comparison

## 5. 形状探索のモデル化

### 5-1 最適化計算のモデル化

本研究では、巡航状態で従来機よりも高い揚抗比を目指した設計を行うため、次のように最適化問題のモデル化を行った。

$$\begin{cases} \text{maximize } L/D \\ L = W \end{cases} \quad (19)$$

目的関数は  $L/D$  とし、制約条件は機体重量と揚力が釣り合うこと ( $L=W$ ) とし、以下の式のように整理できる。

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 C_L S = W \quad (20)$$

$$\frac{W}{C_L S} = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (21)$$

右辺は主流動圧により、固定値となる。 $W$  を固定とし、整理すると

$$C_L S = \frac{2W}{\rho U^2} \quad (22)$$

となる。 $W$  は重量推算から、 $C_L$  は数値計算結果から、 $S$  の翼面積は図 9 の青枠で示す形状定義変数から求め、制約条件を設けることとする。

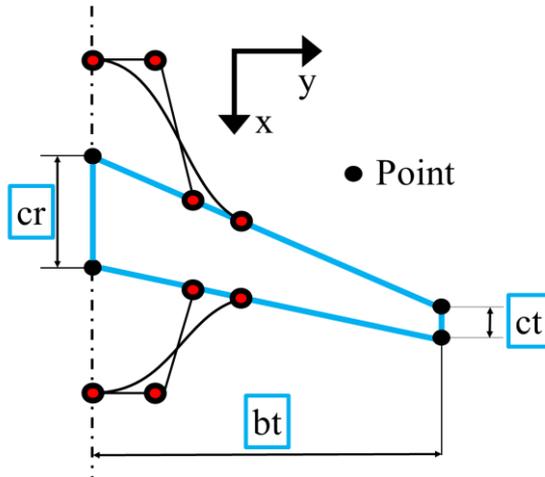


Fig. 9 Wing area

### 5-2 重量推算

重量推算は J. Roskam<sup>(12)</sup> の見積もり方法に基づいて行う。重量推算に必要な設計要求を表 6 に、飛行フェーズを図 10 に示す。

Requirement	Value
Payload [persons]	100
Range [nm]	1800
Diversion [nm]	200
Loiter time [minutes]	45
Cruising altitude [m]	10000
Cruising speed [Mach]	0.8

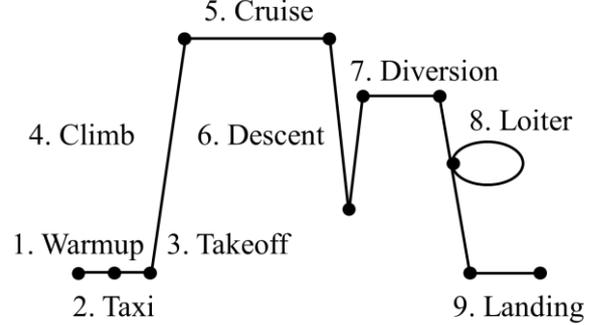


Fig. 10 Mission profile

まず機体の重量を要素ごとに分解すると、以下の式が与えられる。

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL} \quad (23)$$

ここで、 $W_{TO}$  は最大離陸重量、 $W_{OE}$  は運用空虚重量、 $W_F$  は燃料重量、 $W_{PL}$  はペイロード重量となる。次に  $W_F$  について以下の式のように分解できる。

$$W_F = W_{Fused} + W_{Fres} \quad (24)$$

ここで、 $W_{Fused}$  は使用する燃料、 $W_{Fres}$  は予備燃料となる。ここで、 $W_{Fused}$  を機体重量比  $M_{ff}$  を用いて整理すると

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \dots \cdot \frac{W_i}{W_{i-1}} \cdot \frac{W_{i+1}}{W_i} \cdot \dots \cdot \frac{W_n}{W_{n-1}} \quad (25)$$

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff}) W_{TO} \quad (26)$$

のように表せる。 $M_{ff}$  は図 7 で示す 1.ウォームアップ、2.タキシ、3.離陸、4.上昇、6.降下、9.着陸に関しては同じ種類の機体であればほぼ同等の値を示すため、リージョナルジェット機の値を用いる。5.巡航、7.ダイバージョン、8.空中待機は飛行性能によるため、以下のブレイカーの式を用いる。

巡航時

$$\frac{W_{cruise}}{W_{cruise-1}} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} \quad (27)$$

ここで、 $R$  は航続距離、 $C$  は燃料消費量、 $V$  は飛行速度、 $L/D$  は揚抗比となる。

待機時

$$\frac{W_{Loiter}}{W_{Loiter-1}} = \exp \frac{-EC}{L/D} \quad (28)$$

ここで、 $E$  は空中待機時間となる。重量推算における各フェーズの機体重量比を表 7 に示す。

式(23), (24), (26)より、運用空虚重量は

$$W_{OE} = W_{TO} - (1 - M_{ff}) W_{TO} - W_{Fres} - W_{PL} \quad (29)$$

という関係式で表せる。 $W_{PL}$  については設計要求から既知となり、従来機のエコノミークラスでは乗客 1 人あたりの手荷物を 44[lb]として計算を行うが、ペイロードの増加も目指しているため、一人あたりの手荷物を 66[lb]とする。

$W_{TO}$  と  $W_{OE}$  については、BWB のデータを整理して得られる統計関係式<sup>(12), (13), (14), (15), (16)</sup>により

$$\log_{10} W_{TO} = 0.9656 \log_{10} W_{OE} + 0.4736 \quad (30)$$

を用いる。式(29), (30)はそれぞれ1次関数に近似できることから、任意の $W_{TO}$ 値3点で計算を行い、2式の交点の値を算出する。この値を制約条件の $L=W$ に用いる値とする。

Table 7 Mission fuel fraction

phase	$W_{i+1}/W_i$
1 Warmup	0.990
2 Taxi	0.990
3 Takeoff	0.995
4 Climb	0.980
5 Cruise	Eq. (27)
6 Descent	0.990
7 Diversion	Eq. (27)
8 Loiter	Eq. (28)
9 Landing	0.992

上述のようにして制約条件に必要な重量推算値を算出するが、式(27), (28)の $L/D$ が未知数のため制約条件を設けることができない。本研究では4節の基本形状のCFD結果から、 $L/D$ ≈約12を算出している。そのため、本章での最適化計算において $L/D$ が向上することを考慮し、従来TAW機と同様の $L/D=15^{(17)}$ を代入し、重量推算を行う。

また、BWB機と従来機と比較するため、乗客1人あたりの手荷物は44[lb]とし、 $W_{TO}$ と $W_{OE}$ の統計関係式は以下の式を用いる。

$$\log_{10} W_{TO} = 1.012 \log_{10} W_{OE} + 0.186 \quad (31)$$

### 5-3 重量推算結果及び考察

重量推算の結果を図11と表8に示す。表8から、BWBは最大離陸重量、運用空虚重量、燃料重量が従来機と比較して軽量で済むことが分かる。特に運用空虚重量の差が大きく、BWBは従来機と比較して、機体自体の重量が軽量になると考えられる。その結果、最大離陸重量と燃料重量の軽量に繋がったと考えられる。

最大離陸重量が軽量になると、離陸滑走距離、着陸滑走距離が短縮する傾向にある。リージョナルジェット機の用途は地域内を飛ぶことであり、主要空港と比較し地方空港は滑走路の距離が短い傾向にある。そのため、BWBは従来機よりも短い距離で離着陸でき、重量推算の観点からは有効ではないかと考えられる。本研究では、この重量推算値を用いて制約条件を設けることとする。

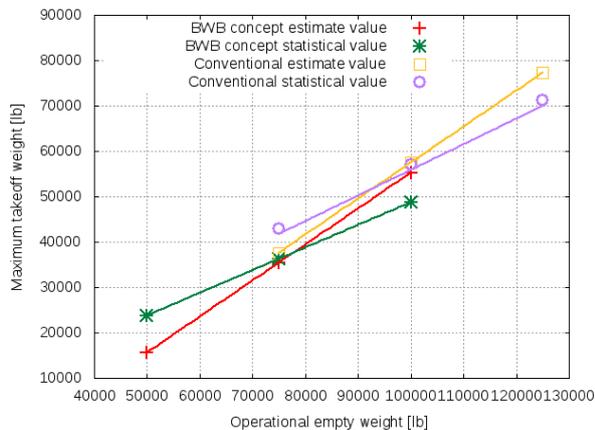


Fig. 11 Comparison of weight estimation

Table 8 Result of weight estimation

	BWB concept	Conventional
Maximum take-off weight [lb]	77793	98714
Operational empty weight [lb]	37605	56400
Fuel Weight [lb]	16091	20419

## 6. 小型BWB形状探索

### 5-1 目的関数

4節の結果から、高度10000[m]を迎角 $=2^\circ$ で巡航飛行するとし、目的関数は $L/D$ とする。また制約条件は5節の結果を用いると29となる。主流条件は4節と同様である。

### 5-2 設計変数

設計変数は制約条件に関係する、翼付け根長さ、スパン方向長さ、翼端長さとして後退角とする。設計空間を表9に示す。

Table 9 Design space

Parameters	Initial point	Lower bounds	Upper bounds
The chord of wing tip	2.25	1.125	4.95
The half span	18	9	27
The chord of wing's root	7.5	3.75	16.5
Sweep-back angle	35	20	40

### 5-3 結果および考察

表10に最適化計算により、得られた空力性能の結果を示す。また図12にPCPによる設計変数と目的関数の推移、図13に表面圧力分布、図14に $C_p$ 分布を示す。

表10より、初期形状よりも $L/D$ が向上した形状を得ることができた。図12から翼端長さが0.3~0.5付近でばらつき、スパン方向長さとして翼付け根長さについては、初期値から微増した値を他のケースはとっている。また、後退角については、ほとんど初期位置から変化していないことが分かる。そのため、最適化計算は初期形状から制約条件に関する設計変数を増加させる方向に探索が進んでいることが分かり、特にばらつきの大きい翼端の長さが空力性能に影響をおよぼしていると考えられる。

図14より、翼洞境界位置と99%位置での $C_p$ 分布を比較すると、どちらの形状においても前縁部分において、順圧力勾配となったあと、圧力回復が起きている。そのため、前縁で急加速された流体が、急激に減速することが分かる。そのため、この地点では衝撃波の発生による造波抵抗が生まれていると考えられるが、双方に大きな差異は見られないため、本計算の空力性能の違いには影響はないと分かる。また翼型を比較すると、最適化した形状では、翼厚が異なっていることが分かる。本研究では、翼厚を固定しているため、翼端の長さが伸びることで翼厚が増加していることが考えられる。それに伴い、主流方向の面積が増加したことが $C_d$ 値の増加した原因ではないかと考えられる。図13の表面圧力分布を比較すると、下面での分布に差異は見られず、上面部では、翼端の長さが変化したことに

より翼面積が増加している。それにより、上下面での圧力差の生まれる範囲が広がったことで  $C_l$  値が増加したと考えられる。結果として  $C_d$  値の増加分よりも  $C_l$  値の増加分が多いことで  $L/D$  の向上に繋がったと考えられる。

以上の結果から、 $L/D$ を向上させるために主翼面積を広げ、揚力の発生面を増加させることが望ましいことが分かった。しかし、最適化計算によって得られた解は初期形状とあまり変化しておらず、設計空間に対して、探索範囲が狭いことが分かった。制約条件を不等号条件や最適化手法を変更することで、より広く探索を行い、空力性能を改善し、小型 BWB 機に適した形状探索を行えると考えられる。

Table 10 Aerodynamic Characteristics

	L/D
Initial shape	11.9688
Optimized shape	12.3424

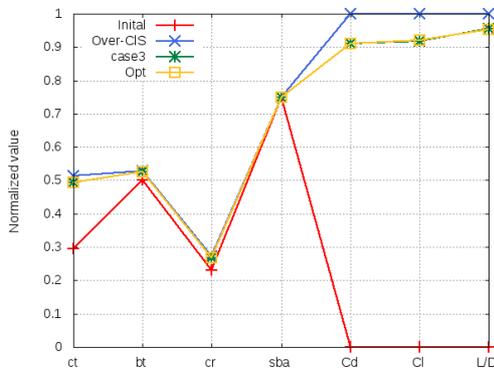


Fig. 12 PCP

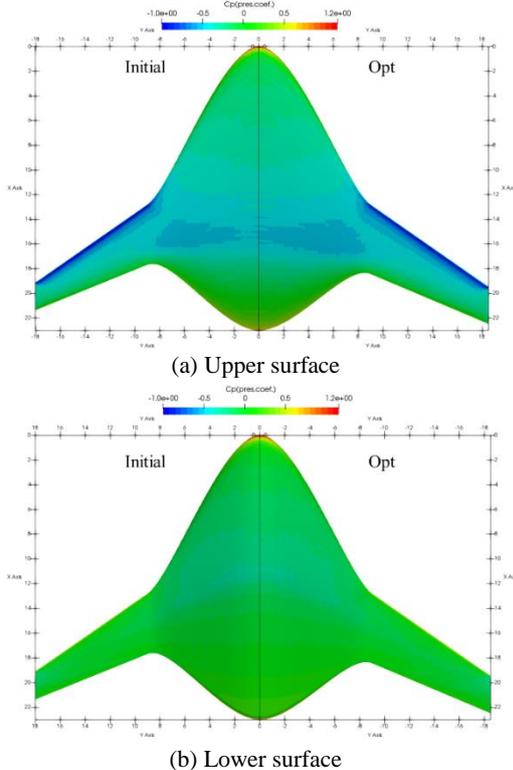
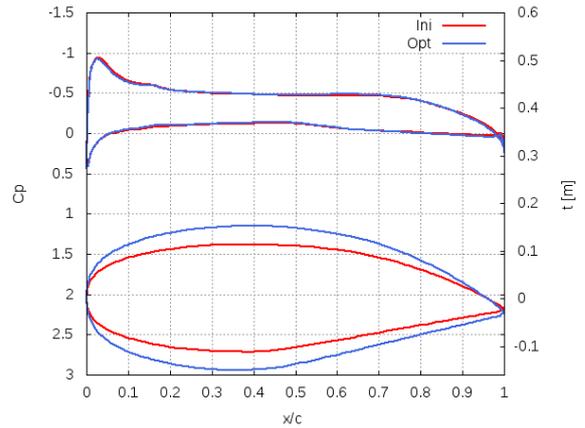
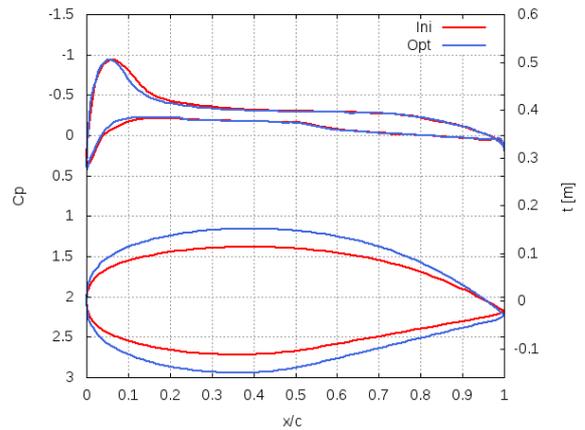


Fig. 13 Comparison of surface pressure distribution



(b) Boundary position of body and wing



(b) 99% positon  
Fig. 14 Cp comparison

## 7. 結言

本研究では、100 席程度の小型 BWB 旅客機の提唱を目指し、最適化計算による形状探索を行い、小型機に適した BWB 形状を検討した。はじめに、BWB 形状を表現するため、形状定義変数の設定、形状表現方法の検討を行い、BWB の特徴である胴体と主翼が滑らかに繋がった形状を表現することができた。

次に、スパン方向に分布させる翼型を選定するために、スーパークリティカル翼である SC(2)-0012 と SC(2)-0712 との比較を行った。BWB 形状は胴体部分も翼型形状であるため、対称翼ではなくキャンバーを持った翼型を分布させることは有効であると分かった。また従来機と同等の空力性能で、ペイロードを 1.5 倍にした際の重量推算結果からは、最大離陸重量、運用空虚重量、燃料重量ともに軽量で済むことが分かった。このことにより、リージョナルジェット機のような地域内を飛ぶことを想定している小型機に対して、短い距離で離着陸できることは従来機よりも優れていることを示すことができた。最適化計算による小型 BWB 旅客機の形状探索を行うことができた。初期形状と比較して、制約条件を満たすような形状を探索することで、翼面積を広げることで、揚力発生面を増やすことで、空力性能を向上させることができた。しかし、得られた解は初期形状から大きく変化することなく、設計空間に対して、探索範囲が狭く、小型 BWB 機に最も適した形状ではない可能性もある。そのため、制約条件や最適化手法の変更により、さらに空力性能

を向上し、よりよい解を得ることができると考えられる。

#### 参考文献

- (1) 三菱重工技報, 航空宇宙集, Vol. 51, No. 4, pp. 2-3, 2014.
- (2) R. H. Liebeck, M. A. Page, and B. K. Rawdon, "Evolution of the revolutionary blended wing body subsonic transport. Transportation beyond 2000: Technologies needed for engineering design", NASA CP-10184, pp 431-460, 1996.
- (3) M. B. Carter, D. D. Vicroy, D. Patel., "Blended-wing-body transonic aerodynamics: summary of ground tests and sample results", AIAA-2009-935, 2009.
- (4) Liebeck, R., "Design of the blended wing body subsonic transport", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, pp. 10-25, 2004.
- (5) 日本航空宇宙工業会革新航空機技術センター, "革新航空機技術の実用化研究開発に関する長期構想の見直し 報告書 (第1編 市場調査及び機体技術)", 日本航空宇宙工業会, 2002.
- (6) E. Shima, and K. Kitamura, "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 8, pp. 1693-1709, 2011.
- (7) B. Van Leer, "Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme V. A Second-Order Sequel to Goudnov's Method", *Journal of Computational Physics*, Vol. 32, pp. 101-136, 1979.
- (8) G. N. Vanderplaats, "Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: with Applications", McGraw-Hill, Inc., New York, 1984.
- (9) He, and Cao, "Structural optimization of an underwater glider with blended wing body", *Advances in Mechanical Engineering* 2017, Vol. 9(9), pp. 1-11, 2017. Kevin R. Bradley, "A Sizing Methodology for the Conceptual Design of Blended-Wing-Body Transports", NASA/CR, 2004.
- (10) Griffin, "Intelligent Control for Drag Reduction on the X-48B Vehicle", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 1-12, 2011
- (11) J. Roskam, "Airplane Design, Part I, Preliminary Sizing of Airplanes", DARcorporation, 1985.
- (12) R. H. Liebeck, M. A. Page, and B. K. Rawdon, "Blended-Wing-Body Subsonic Commercial Transport", AIAA Paper 98-0438, 1998.
- (13) J. N. Hefner, W. L. Sellers III, J. L. Thomas, R. W. Wlezien, and R. R. Antcliff, "Challenges and Opportunities in Fluid Mechanics Research", 20th Int. Council Aero. Sci., ICAS-96-2.1.1, 1996.
- (14) V. E. Denisov, A. L. Bolsunovsky, N. P. Buzoverya, B. I. Gure-vich, and L. M. Shkadov, "Conceptual Design for Passenger Airplane of Very Large Passenger Capacity in FlyingWing Layout", 20th Int. Council Aero. Sci., CAS-96-4.6.1, 1996.
- (15) R. Martinez-Val, and E. Schoep, "Flying Wing versus Con-ventional Transport Airplane", The 300 Seat Case, 22nd Int. Council Aero. Sci., ICAS2000-1.1.3, 2000.
- (16) 圓谷悠, 李家賢一, "概念設計手法を用いた Blended Wing Body の機体成立性の検討", 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 52, No. 603, pp. 186-188, 2004.
- (17) 中橋 和博, "航空機の空力形状と最適設計", ながれ, Vol. 26, pp. 259-265, 2007.