

2019（令和元）年度 修士学位論文

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

2020 年 3 月 9 日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻  
知能機械システム工学コース

1225015 唐澤 颯人

指導教員 荻野 要介，野崎 理

## 目次

第1章	1
序論	1
1.1 研究背景	1
1.2 研究目的	2
1.3 本論文の構成	2
第2章	3
数値計算法	3
2.1 支配方程式	3
2.2 空間離散化	3
2.3 非粘性流束	4
2.4 勾配計算法	5
2.5 再構築法と制限関数	6
2.6 時間積分法	7
2.7 最適化手法	9
2.8 形状探索方法	10
第3章	11
BWB 形状の定義	11
3.1 形状定義変数	11
3.2 形状表現方法	12
3.3 概念形状	14
第4章	17
スパン方向翼型選定	17
4.1 主流条件	17
4.2 計算格子	17
4.3 境界条件	19
4.4 結果及び考察	20
第5章	27
形状探索のモデル化	27
5.1 最適化計算のモデル化	27
5.2 重量推算方法	28
5.3 重量推算結果及び考察	31
第6章	33
小型 BWB 形状探索	33
6.1 目的関数	33
6.2 設計変数	33
6.3 制約条件 $L = W$ での結果及び考察	34
6.4 制約条件 $L \geq W$ での結果及び考察	38
6.5 スパン長固定での結果及び考察	43
第7章	49

結論.....	49
謝辭.....	51
参考文献.....	52

# 第 1 章

## 序論

### 1.1 研究背景

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，Blended Wing Body (BWB) である(図 1)．これまで，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> が進められてきた．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，内部空間が大きいパ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，800 人乗りの大型機として概念が提唱されている．

形状による空力性能，騒音低減，パ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．空力性能，騒音低減に加え，パイロードの増加は，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るため，小型機に適している形状を検討する必要がある．奈良ら<sup>(5)</sup>は，150 人乗りの BWB 形状の検討を行っており，航続距離，パイロードを従来機と同等にした際に，CFD による空力性能から優位性を示している．また圓谷ら<sup>(6)</sup>は，BWB 形状と従来機を同等の設計要求下で，同一の概念設計法を用いて，揚抗比の向上による燃料消費の軽減を，重量推算から優位性を示している．しかしながら，BWB 形状の特徴であるパイロードの増加を考慮した小型機の設計例はほとんどない．



図1 BWB形状の概念実証機<sup>(7)</sup>

## 1.2 研究目的

以上のような背景から、本研究では、100席程度の小型機を対象とし、従来のTAW機と比較し、BWB形状の特徴を活かし、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の提唱を目的とする。目的達成に向け、まずBWB形状を表現するための形状定義を行い、CFDにより、スパン方向翼型を選定し、基本形状を求める。次に、最適化計算のモデル化を行い、ペイロード1.5倍とした小型BWB旅客機の制約条件を設けたうえで、形状探索を行い、小型BWB旅客機の形状を調査する。

## 1.3 本論文の構成

本論文の各省の概要、論文の構成は以下の通りである。

- 第1章 本研究の背景および目的を示した。
- 第2章 本研究で用いた数値計算法を示す。
- 第3章 BWB形状の表現方法を示す。
- 第4章 スパン方向翼型選定の計算結果を示す。
- 第5章 形状探索のモデル化を示す。
- 第6章 最適化計算による形状探索結果をまとめる。
- 第7章 本研究で得られた結論をまとめる。

## 第 2 章

### 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．各ソフトで使用した計算手法と各計算要素の統合と自動化方法について述べる．

#### 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．

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

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．

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

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

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 空間離散化

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

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

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

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

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

$$\mathbf{F}_n = \begin{bmatrix} \rho u_n \\ \rho u_n^2 + p \\ \rho u_n u_{t1} \\ \rho u_n u_{t2} \\ (e + p) u_n \end{bmatrix} \quad (8)$$

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

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。

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

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

$\mathbf{Q}_n$ 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。

## 2.3 非粘性流束

非粘性流束を求める際には、AUSM系の全速度スキームであるSLAUスキーム<sup>(8)</sup>を採用する。質量流束にRoeの手法を応用している。

$$\mathbf{F}_n = \frac{\dot{m} + |\dot{m}|}{2} \begin{pmatrix} 1 \\ u \\ H \end{pmatrix}_b + \frac{\dot{m} + |\dot{m}|}{2} \begin{pmatrix} 1 \\ u \\ H \end{pmatrix}_a + \begin{pmatrix} 0 \\ \tilde{p} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (13)$$

ここで、右辺第一、二項の質量流量 $\dot{m}$ は次式で定義される。

$$\dot{m} = \frac{1}{2} \left\{ \rho_b (u_b + |\bar{u}|) + \rho_a (u_a - |\bar{u}|) - \frac{\chi}{\bar{c}} \Delta p \right\} \quad (16)$$

ここで、

$$\begin{aligned} \chi &= (1 - \hat{M})^2, \hat{M} = \min \left( 1, \frac{1}{\bar{c}} \sqrt{\frac{u_b^2 + u_a^2}{2}} \right) \\ |\bar{u}|_{a,b} &= (1 - g) \frac{\rho_b |u_b| + \rho_a |u_a|}{\rho_b + \rho_a} + g |u|_{a,b} \\ g &= -\max[\min(M_b, 0), -1] \times \min[\max(M_a, 0), 1] \\ M_{a,b} &= \frac{u_{a,b}}{\bar{c}}, \bar{c} = \frac{c_a + c_b}{2} \end{aligned} \quad (17)$$

である。また、式(13)第三項の圧力流束 $\tilde{p}$ は次式となる。

$$\begin{aligned} \tilde{p} &= \frac{p_a + p_b}{2} + \frac{\beta_a + \beta_b}{2} (p_b - p_a) + (1 - \chi)(\beta_b + \beta_a - 1) \frac{p_b + p_a}{2} \\ \beta_{a,b} &= \begin{cases} \frac{1}{4} (2 \mp M_{a,b}) (M_{a,b} \pm 1)^2, & |M_{a,b}| < 1 \\ \frac{1}{2} [1 + \text{sign}(\pm M_{a,b})], & |M_{a,b}| \geq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (18)$$

## 2.4 勾配計算法

線形の再構築法で使用する勾配の計算法には、Green-Gauss(GG)と Weight-Least-Square (WLSQ) のハイブリット手法である GLSQ 法<sup>9)</sup>を採用した。壁表面近くの薄く曲がった格子には Green-Gauss を使用し、壁から離れた場所では Weight-Least-Square になる。GLSQ では、

$$[\beta \mathbf{M} + 2(1 - \beta) \mathbf{V} \mathbf{I}] \nabla q = \beta \sum_j \varpi_j L_j \Delta \bar{x}_{tj} \Delta q_j + (1 - \beta) \sum_j s_j \bar{x}_{nj} \Delta q_j \quad (19)$$

の式を用いて勾配を求める。ここで、

$$\beta = [0, 1] \quad (20)$$

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} I_{XX} & I_{XY} & I_{ZX} \\ I_{XY} & I_{YY} & I_{YZ} \\ I_{ZX} & I_{YZ} & I_{ZZ} \end{pmatrix} \quad (21)$$

$$I_{AB} = \sum_j \varpi_j \Delta A_j \Delta B_j \quad (22)$$

$$\varpi_j = \left( 2 \frac{l_j}{L_j} \right)^2 \frac{s_j}{L_j} \quad (23)$$

$$\beta = \min \left( 1, \frac{V}{\max(\Delta x_j) \cdot \max(s_j)} \right) \quad (24)$$



である． $\beta$ が CG と WLSQ を切り替えるパラメータであり， $\beta = 0$ で CG に， $\beta = 1$ で WLSQ になる．

## 2.5 再構築法と制限関数

求めた勾配を用いてセル内の保存量分布を再構築し，流束を計算するセル境界面状の値を計算する．セル内の分布を，勾配を用いて線形で再構築する場合には，以下の式を用いる．

$$Q'_{ai} = Q_a + \nabla Q_a \cdot r_{ai} \quad (25)$$

$Q'_{ai}$ は再構築された面上の値， $Q_a$ はセル平均値， $\nabla Q_a$ は勾配， $r_{ai}$ はセル中心から面に向かうベクトルである．(図 2.1 参照)

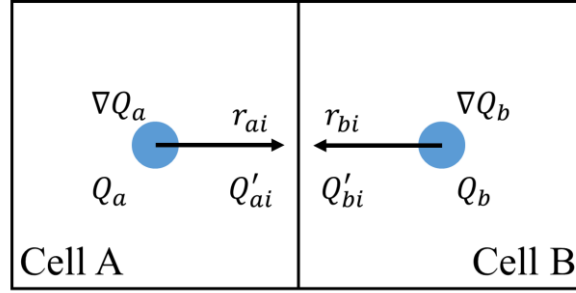


図 2.1 再構築法

非粘性流束を計算する際に使用する値を平均値( $Q_a, Q_b$ )から再構築された値( $Q'_a, Q'_b$ )にすることで高次精度化ができる．本研究の空間精度には MUSCL 法<sup>(10)</sup>を用いて 2 次精度化する．単調性を維持し安定した計算を行うため，制限関数 $\Phi_a$ を使用する．

本計算では Venkatakrishnan<sup>(11)</sup>リミタを導入する．セル A でのリミタ $\Phi_a$ を決める際には，まずセル A の周りのセルとの最大の差 $\Delta Q_{\max}$ と最小の差 $\Delta Q_{\min}$ を求める．

$$\begin{aligned} \Delta Q_{\max} &= \max(Q_{\text{neighbor}} - Q_a) \\ \Delta Q_{\min} &= \min(Q_{\text{neighbor}} - Q_a) \end{aligned} \quad (26)$$

次に，式(13)を用いて面 $i$ に対する $Q'_{ai}$ を求め，その正負に応じて以下の式を計算する．

$$\Phi_{ai} = \begin{cases} \frac{\Delta Q_{\max}^2 + \varepsilon^2 + 2\Delta Q \Delta Q_{\max}}{\Delta Q_{\max}^2 + 2\Delta Q^2 + \Delta Q_{\max} \Delta Q + \varepsilon^2} & (\Delta Q > 0) \\ \frac{\Delta Q_{\min}^2 + \varepsilon^2 + 2\Delta Q \Delta Q_{\min}}{\Delta Q_{\min}^2 + 2\Delta Q^2 + \Delta Q_{\min} \Delta Q + \varepsilon^2} & (\Delta Q < 0) \end{cases} \quad (27)$$

ここで， $\varepsilon^2 = (\kappa \Delta x)^3$ であり， $\kappa$ は入力値として採用される．

セル A に接するすべての面に対して $\Phi_{ai}$ を計算し最後にその最小値を計算する．

$$\Phi_a = \min(\Phi_{ai}) \quad (28)$$

## 2.6 時間積分法

本計算では，LU-SGS<sup>(12)</sup>を用いる．1 次後退 Euler 法を用いて，さらに流束の変化をヤコビアンで線形近似すると，離散式は以下のように与えられる．

$$\left( \frac{V_i}{\Delta t} \mathbf{I} + \frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_i} \right) \Delta \mathbf{Q}_i = \mathbf{R}_i \quad (29)$$

ここで， $V_i$ はセル  $i$  の体積， $\Delta t$ は時間刻み， $\mathbf{F}_{ij}$ はセル  $i$  とセル  $j$  の間の流束， $\Delta \mathbf{Q}_i$ はセル  $i$  の保存量ベクトルの変化量， $\mathbf{R}_i$ はセル  $i$  の非粘性流束である．また， $\partial \mathbf{F}_{ij} / \partial \mathbf{Q}_i$ はヤコビ行列である．例えば，図 2.2 のようなセル番号の配置の場合を考える．Cuthill-McKee 法<sup>(13)</sup>で並び替えをすると，セル番号は実際このような並び順になる．セル番号 5 について式(27)を書くと，

$$\begin{pmatrix} 0 & \frac{\partial \mathbf{F}_{52}}{\partial \mathbf{Q}_2} & \frac{\partial \mathbf{F}_{53}}{\partial \mathbf{Q}_3} & 0 & \frac{V_i}{\Delta t} \mathbf{I} + \frac{\partial \mathbf{F}_{52}}{\partial \mathbf{Q}_5} + \frac{\partial \mathbf{F}_{53}}{\partial \mathbf{Q}_5} + \frac{\partial \mathbf{F}_{53}}{\partial \mathbf{Q}_5} + \frac{\partial \mathbf{F}_{58}}{\partial \mathbf{Q}_5} & 0 & \frac{\partial \mathbf{F}_{57}}{\partial \mathbf{Q}_7} & \frac{\partial \mathbf{F}_{58}}{\partial \mathbf{Q}_8} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta Q_1 \\ \Delta Q_2 \\ \Delta Q_3 \\ \Delta Q_4 \\ \Delta Q_5 \\ \Delta Q_6 \\ \Delta Q_7 \\ \Delta Q_8 \\ \Delta Q_9 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \\ R_4 \\ R_5 \\ R_6 \\ R_7 \\ R_8 \\ R_9 \end{pmatrix} \quad (26)$$

となる．左辺の流束は 1 次精度を採用する場合，流束は隣り合うセルの値だけで決まる．LU-SGS では，この行列を下三角行列  $\mathbf{L}$ ，対角行列  $\mathbf{D}$ ，上三角行列  $\mathbf{U}$  に分ける．上の例では，セル番号が 5 より小さいセル番号 2 と 3 が  $\mathbf{L}$  に属し，セル番号が 5 より大きいセル番号 7 と 8 が  $\mathbf{U}$  に属する．非構造格子では，セル番号の並び順でどちらに属するかが決まる．

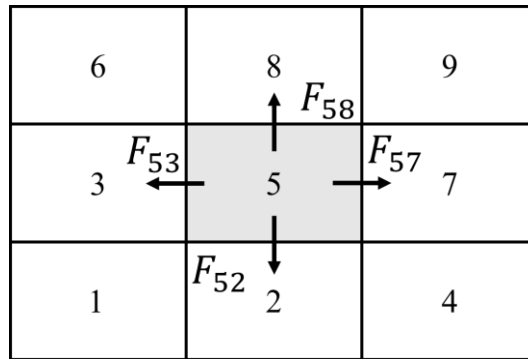


図 2.2 セルの配置と流束

式(26)の左辺の LDU 分解を行うと,

$$(L + D + U)\Delta Q \approx (L + D)D^{-1}(D + U)\Delta Q \quad (27)$$

となる. 以下の二段階のステップで解く.

$$\begin{aligned} (L + D)\Delta Q^* &= R & \text{forward sweep} \\ (D + U)\Delta Q &= D\Delta Q^* & \text{backward sweep} \end{aligned} \quad (28)$$

また, ヤコビアン要素の差分は 1 次精度とし, 流束を Rusanov 法<sup>(14)</sup>で評価する.

$$\frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_i} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial \mathbf{Q}_i} - \rho_A \mathbf{I} \right), \quad \frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_j} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \mathbf{F}_j}{\partial \mathbf{Q}_j} + \rho_A \mathbf{I} \right) \quad (29)$$

となる. ここで  $\rho_A$  はスペクトル半径である. これを用いると, 対角項の成分において, ヤコビアンの部分がキャンセルし,

$$\begin{aligned} \rho_A &= \vec{U} \cdot \vec{n} + c + \frac{2\mu}{Reph} \\ D_i &= \sum_{j \in D(i)} \left( \frac{V_i}{\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_{j \in D(i)} \rho_{Aj} S_j \right) \mathbf{I} \end{aligned} \quad (30)$$

のようにスカラーに近似できる. このようにすることにより, 行列の反転を無くし, スカラーの割り算にすることができる. さらに, スイープ中での計算においても,

$$\frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_i} \Delta \mathbf{Q}_i = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial \mathbf{Q}_i} \Delta \mathbf{Q}_i - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_i \right) \approx \frac{1}{2} (\mathbf{F}(\mathbf{Q}_i + \Delta \mathbf{Q}_i) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_i) - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_i) \quad (31)$$

と近似すれば, さらに行列計算の全くない matrix-free の陰解法ができる. 最終的に, LU-SGS 法は以下の二段階のステップで解く.

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{Q}^*_i &= D_i^{-1} \left[ \mathbf{R}_i - \frac{1}{2} \sum_{j \in D(i)} [(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_j + \Delta \mathbf{Q}^*_i) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_j) - \rho_A \Delta \mathbf{Q}^*_j) S_{ij}] \right] & \text{forward sweep} \\ \Delta \mathbf{Q}_i &= \Delta \mathbf{Q}^*_i - D_i^{-1} \frac{1}{2} \sum_{j \in D(i)} [(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_j + \Delta \mathbf{Q}_i) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_j) - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_j) S_{ij}] & \text{backward sweep} \end{aligned}$$

ここで, 式中の流束  $\mathbf{F}$  は以下の式により求める.

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} \rho u_n \\ \rho u_n u + p n_x \\ \rho u_n v + p n_y \\ \rho u_n w + p n_z \\ \rho u_n H \end{pmatrix} \quad (32)$$

$u_n$  は垂直方向速度で,  $\mathbf{n}$  は垂直方向ベクトルである. 前進スイープでは, セル番号 1 番から最大のセル番号まで順にスイープする. この手法では, セル  $i$  に属する面  $j$  を Lower と Upper に分ける.  $\Delta \mathbf{Q}^*$  はすでに更新されたものを使って計算する. 同様に, 後退スイープでも更新された  $\Delta \mathbf{Q}$  を用いて計算する. 番号付け方によって, Lower と Upper のバランスが悪くなり, 収束性悪化の原因となるので, FaSTAR では Cuthill-Mckee 法を使ってセル番号と面番号の並び替えをしている.

また, CFL 固定の局所時間刻みを用いる場合には,

$$\Delta t = CFL \frac{V_i}{\max(\rho_A)} \quad (33)$$

なので,

$$D_i = \sum_{j \in D(i)} \left( \frac{V_i}{\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_{j \in D(i)} \rho_{Aj} S_j \right) I = \sum_{j \in i} \left( \frac{\max(\rho_A)}{CFL} + \frac{1}{2} \sum_{j \in D(i)} \rho_{Aj} S_j \right) I \quad (34)$$

となる．一方，CFL 固定の統一時間刻みは，

$$\Delta t = \min \left( CFL \frac{V_i}{\max(\rho_A)} \right) \quad (35)$$

のように計算し，全てのセルの中で最も小さい $\Delta t$ が採用される．

## 2.7 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，次式に従い繰り返し計算により最適解を得る．

$$\mathbf{X}^{q+1} = \mathbf{X}^q + \alpha \cdot \mathbf{S}^q \quad (36)$$

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(Feasible Directions Method)<sup>(15)</sup>を用いる．ここで，制約条件を以下のように仮定する．

$$g_1(\mathbf{X}) \leq 0 \quad (37)$$

$$\mathbf{X} = (x_1, x_2) \quad (38)$$

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 $\mathbf{X}^1$ があるとする．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．

$$\nabla F(\mathbf{X}^1) \cdot \mathbf{S} \geq 0 \quad (39)$$

$$\nabla g_1(\mathbf{X}^1) \cdot \mathbf{S} \geq 0 \quad (40)$$

ここで，式(39)を満たす領域を *Usable sector*，探索方向を *Usable direction*，式(40)を満たす領域を *Feasible sector*，探索方向を *Feasible direction* という．このとき，式(40)を満たす $\mathbf{S}$ のなかで，式(39)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．この $\mathbf{S}$ を *Usable-feasible direction* という．

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 $\mathbf{x}_0$ 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(36)により $\mathbf{X}^q$ を更新する．

Step 4.  $q = q + 1$ として Step 1 へ戻る．

## 2.8 形状探索方法

本研究では，計算対象の 3DCAD データ生成には，スクリプト言語を用いた 3DCAD ソフトである「OpenSCAD」<sup>(16)</sup>を用いた．計算格子生成には，JAXA 開発の六面体ベースの非構造格子を自動生成するツールである「HexaGrid」を用いた．空力性能を評価するための流体計算には，JAXA 開発の流体解析ツールである「FaSTAR」を用いた．形状探索を行う最適化計算には，米国サンディヤ国立研究所開発の最適化システム「Dakota」<sup>(17)</sup>を用いた．これらの各計算要素をシェルスクリプトで統合することで自動化の環境構築を行った．このことにより，計算開始から終了まで，一切人の手を加えることなく，より良い性能をもつ形状を出力することができる．以下にシェルスクリプトの概略構成図を示す．計算に要する時間の約 8 割は FaSTAR による流体計算である．

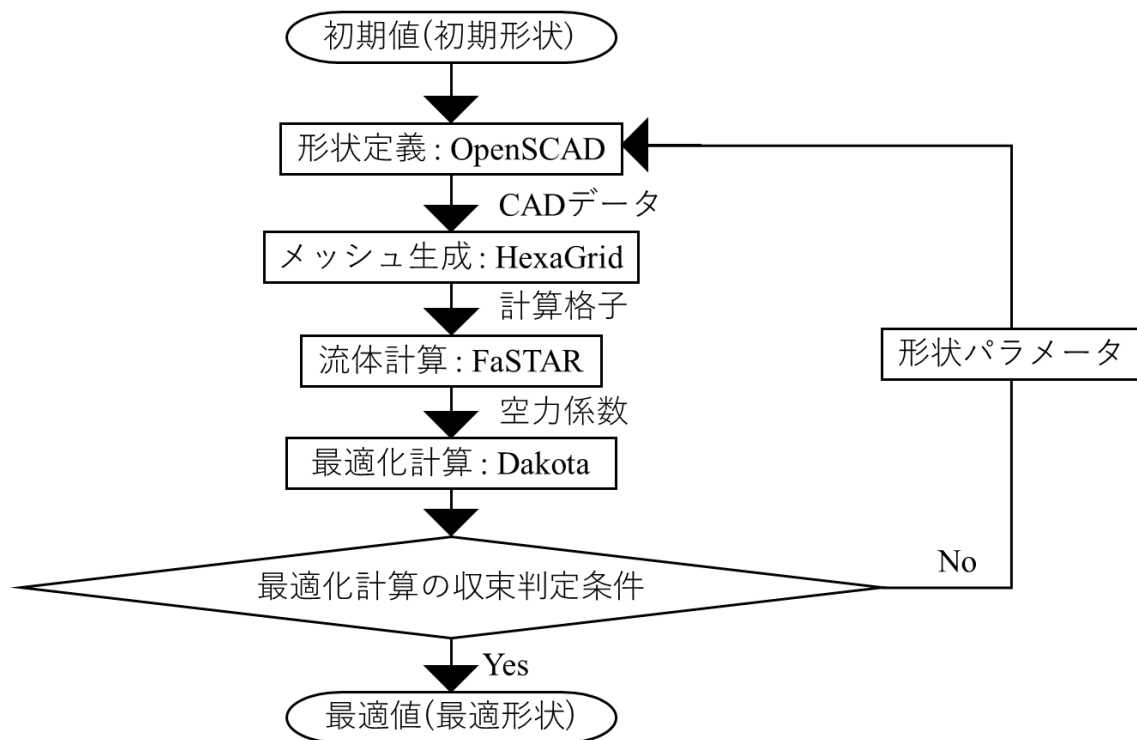


図 2.3 シェルスクリプト概略構成図

## 第 3 章

### BWB 形状の定義

本章では、OpenSCAD を用いて、BWB 形状を表現するために形状定義変数と形状表現法について述べる。また、これらを用いて表現した小型 BWB 旅客機概念形状を示す。

#### 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>(18)</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 3.1 に示すような変数により与えられ、定義位置を図 3.1 に示す。cb は胴体長さ、cbt は胴体厚さ、bt はハーフスパン長さ、ct は翼端長さ、ctt は翼端厚さ、cr は翼付け根長さ、crt は翼付け根厚さ、d は胴体先端から翼付け根先端までの長さ、db は胴体底面から翼付け根底面までの長さ、sba は後退角、da は上反角、n1,n2,n3 は制御点となり、n1、n2 は機首形状、n3 は胴体と主翼の境界である翼胴境界位置に関するパラメータとなる。

以上のように、形状定義変数と位置を設定すると BWB 形状は 14 の変数により 3 次元表現できるようになる。

表 3.1 形状変数

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

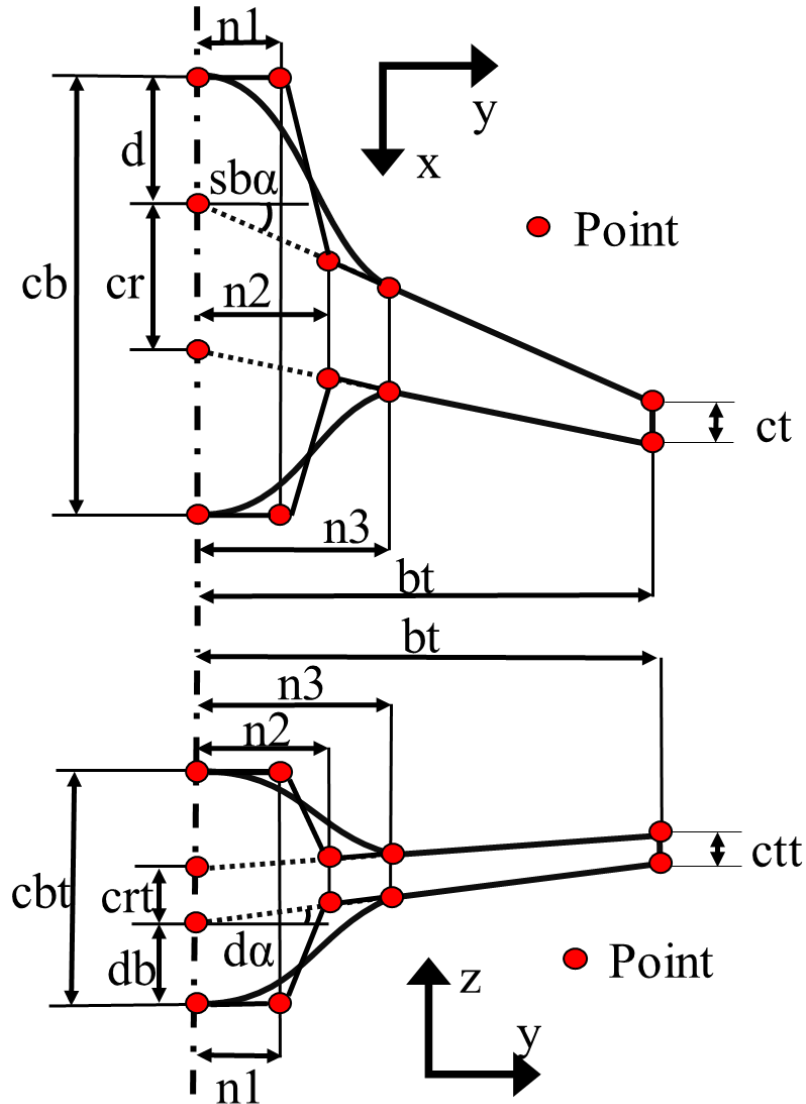


図 3.1 形状定義変数位置

## 3.2 形状表現方法

1.1 節で述べたように、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ていることが大きな特徴である。この特徴によって、空力性能の面で大きなメリットとなっている。そこで、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 3.2 に形状表現方法について示す。また図 3.2 の赤線で示す部分が、4 点制御のベジェ曲線で表現する箇所であり、それぞれの制御点に座標点を与える。4 点制御のベジェ曲線は以下の式で与えられる。

$$P = (1-t)^3 P_A + 3(1-t)^2 t P_B + 3(1-t)t^2 P_C + t^3 P_D \quad (41)$$

$$0 \leq t \leq 1$$

ここで,  $P_A, P_B, P_C, P_D$ は制御点の座標位置であり, 表 3.2 に対応する座標位置を示す. また  $t$ はベジェ曲線の媒介変数であり, この値が 0 から 1 まで変化することでベジェ曲線を得ることができる.

表 3.2 制御点

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

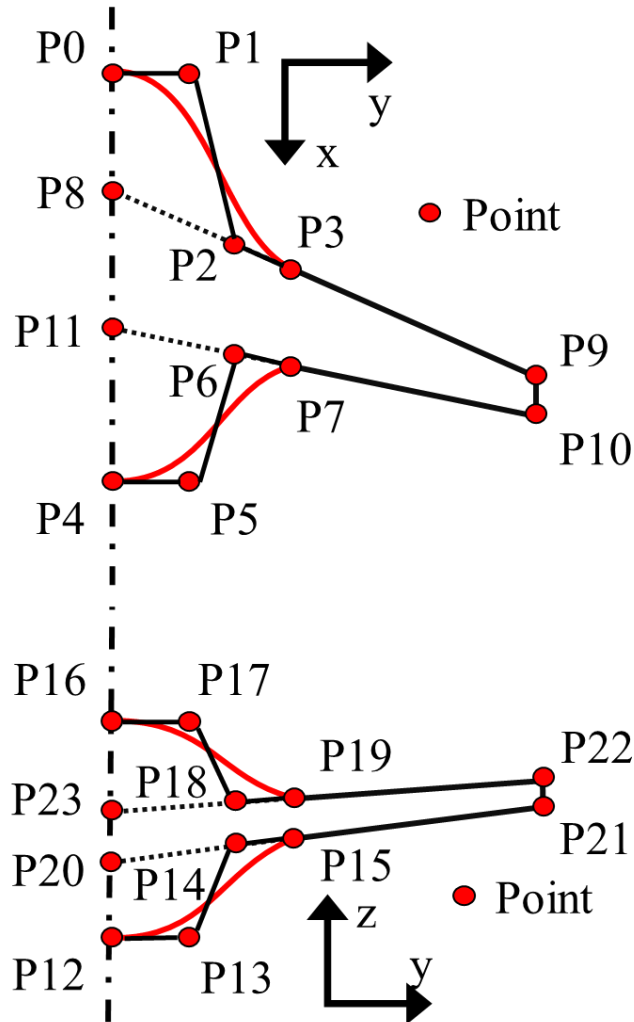


図 3.2 座標位置

以上のように, 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．このように設定することで、最適化計算において形状定義変数が変化しても、BWB 形状を表現することが可能となる．

またスパン方向には、スーパークリティカル翼を分布させることとした．現在、旅客機の巡航速度はマッハ 0.8 前後で飛行している．そのため翼表面近くの流れは局所的に超音速となり衝撃波により造波抵抗が発生する．この翼型は NASA で開発され、前縁から後縁に向かって翼上面側がなるべく平らな形状が特徴である．このような形状にすることで、NACA4 桁翼のような従来の翼型と比較して、衝撃波の発生する位置が翼面の後縁部にくるようにし、超音速領域を拡張、抗力をゆるやかにすることができる．そのため、遷音速飛行において有効な翼型であるため、本研究で用いることとした．この翼型をベジエ曲線に沿って、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．

### 3.3 概念形状

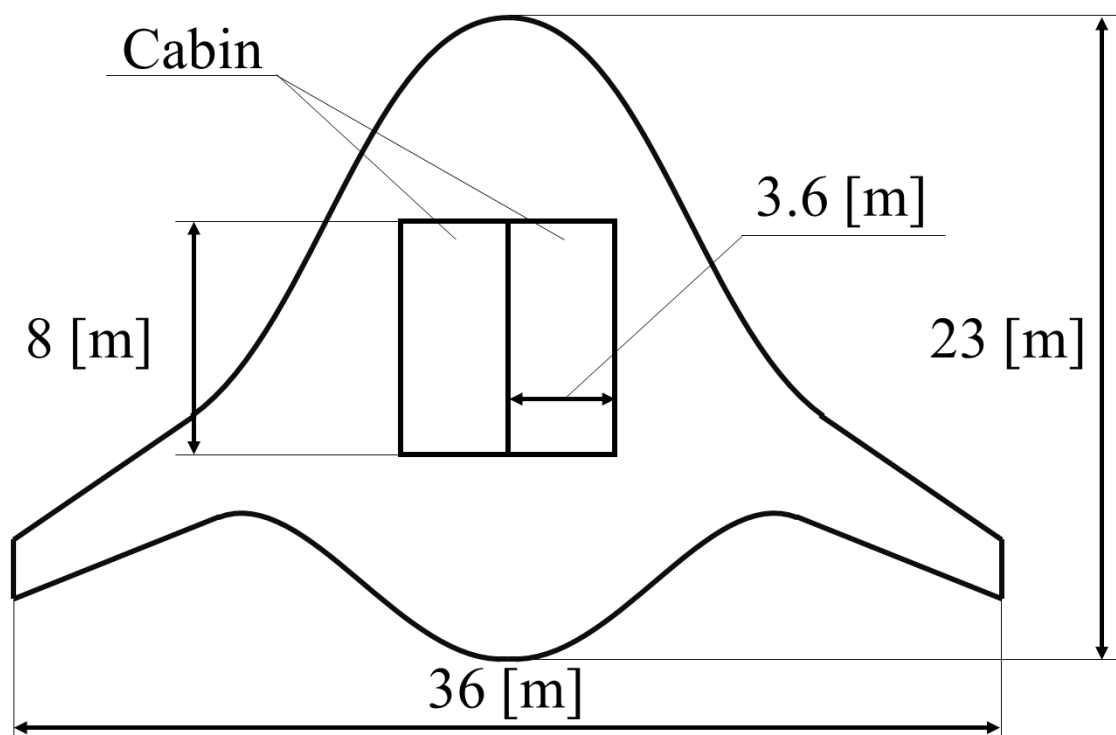
本研究では、100 人乗りの総エコノミーの小型 BWB 旅客機を設計することとする．必要空間をキャビンとし、従来リージョナルジェット機の MSJ 等の値を参考に、小型 BWB 旅客機と MSJ のキャビン緒言を表 3.3 に示す．キャビン高さは、MSJ は 2.03[m]<sup>(1)</sup> であり、他の同型機においても E190 は 2[m]、CRJ1000 は 1.89[m]であったため、本研究でも 2[m]あれば従来機に劣らないものだと考えた．また座席ピッチ、座席幅、通路幅は MSJ<sup>(1)</sup>の値を参考に、少し大きめの値を用いて、それぞれ 80[cm]、50[cm]、50[cm]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る、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．

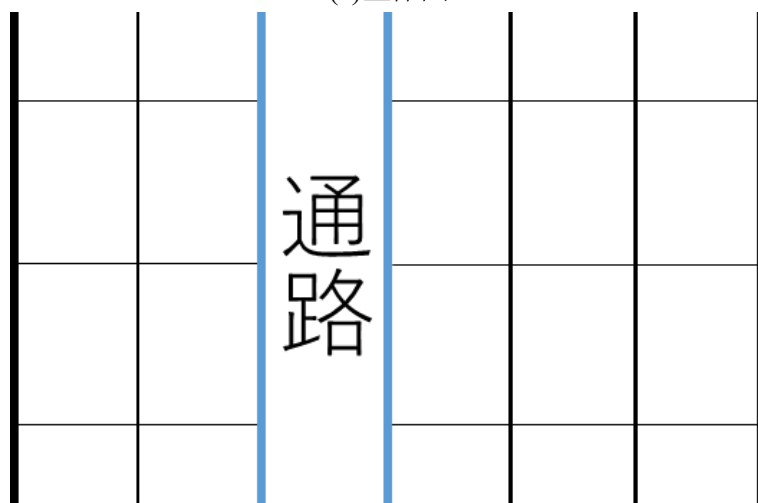
図 3.3 に概念平面図を示す．平面図は Boeing と NASA の大型機向けの実験機 X-48B<sup>(19)</sup>を参考にキャビンが収まるように設定した．

表 3.3 キャビン緒言(1 つあたり)

	Concept BWB	MSJ
Height [m]	2	2.02
Seats pitch [cm]	80	78.4
Seats width [cm]	50	47
Aisle width [cm]	50	46
Cabin width [m]	3.6	2.76
Depth [m]	8 (0.8×10)	-



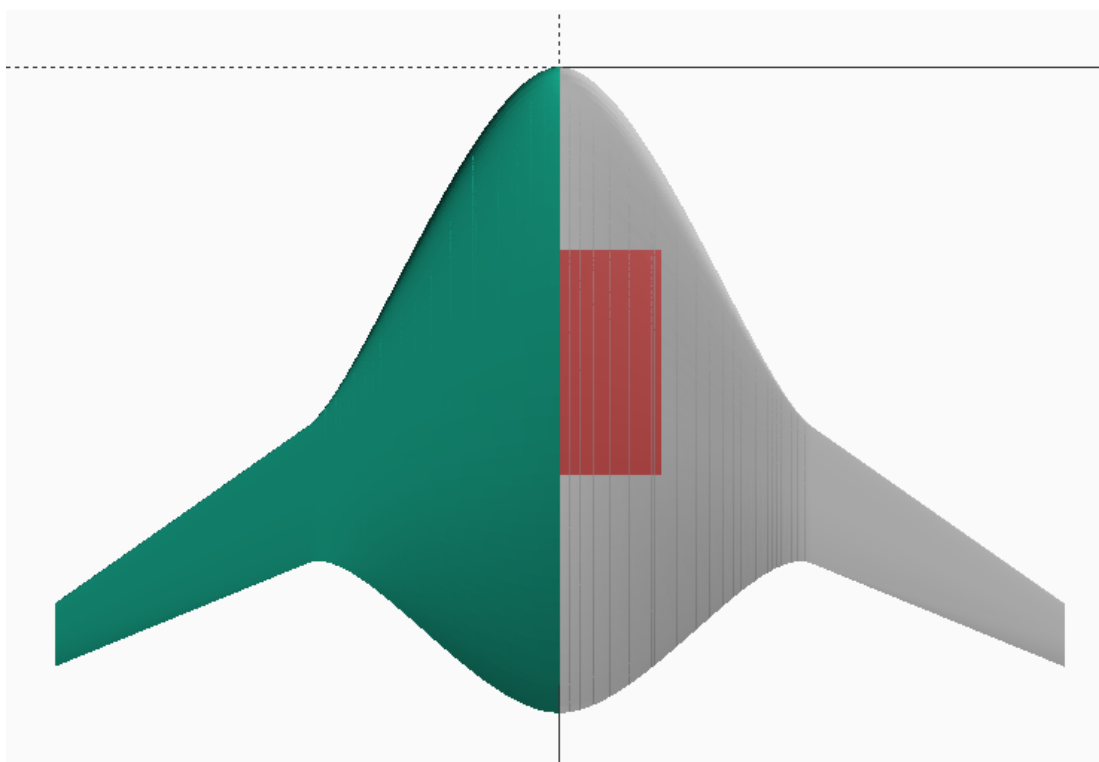
(a)全体図



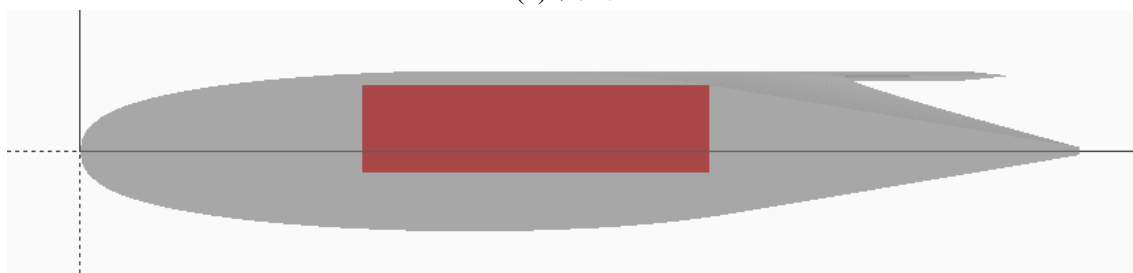
(b)キャビン内

図 3.3 概念平面図

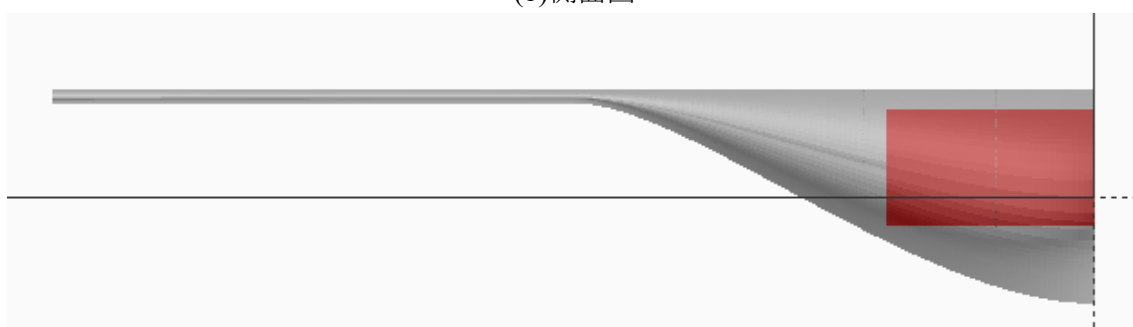
以上のことを踏まえた上で、CAD データを生成した結果を図 3.4 に示す。図 3.4 の赤色の Box 部分は表 3.3 の値を満たしたキャビンを示している。



(a) 平面图



(b) 侧面图



(c) 正面图

图 3.4 三面图

## 第 4 章

### スパン方向翼型選定

本章では，スパン方向に分布させるスーパークリティカル翼の選定について述べる．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 2 ケースの比較を行った．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．キャビン収めるため，胴体中心は 16%，翼端は 10%と最大翼厚比を固定した．各ケースの流体計算の結果を示す．

#### 4.1 主流条件

主流条件を表 4.1 に示す．高度 10000[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 26499[Pa]である．また， $AoA=0, 2, 4[deg]$ と変化させて計算を行った．

表 4.1 主流条件

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

#### 4.2 計算格子

本計算で用いた計算格子を図 4.1 に示す．また計算対象の表面格子を図 4.2 に示す．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．

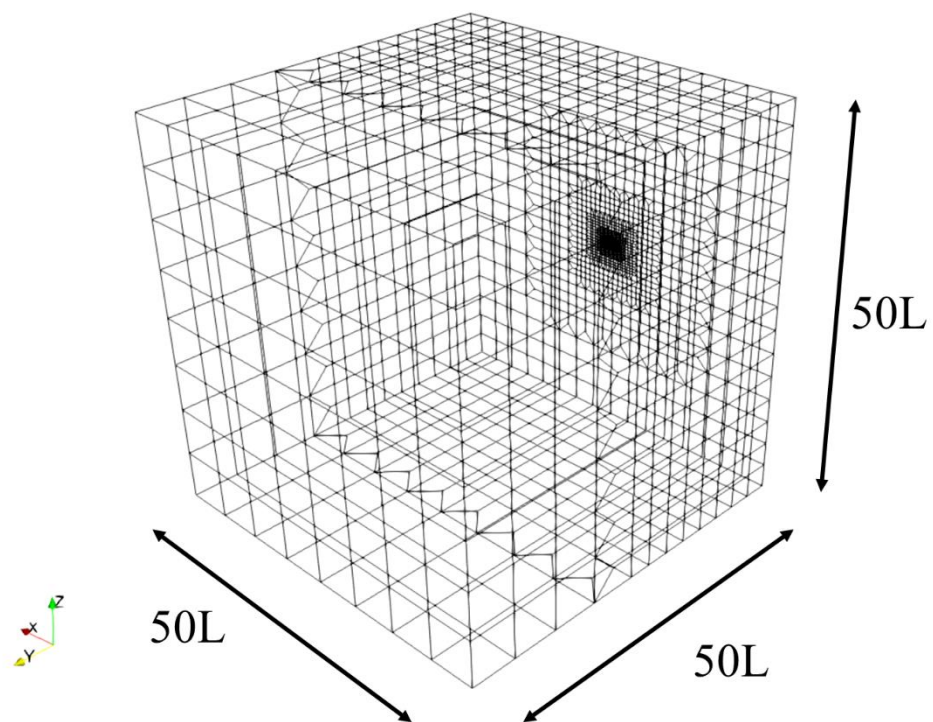


图 4.1 计算格子

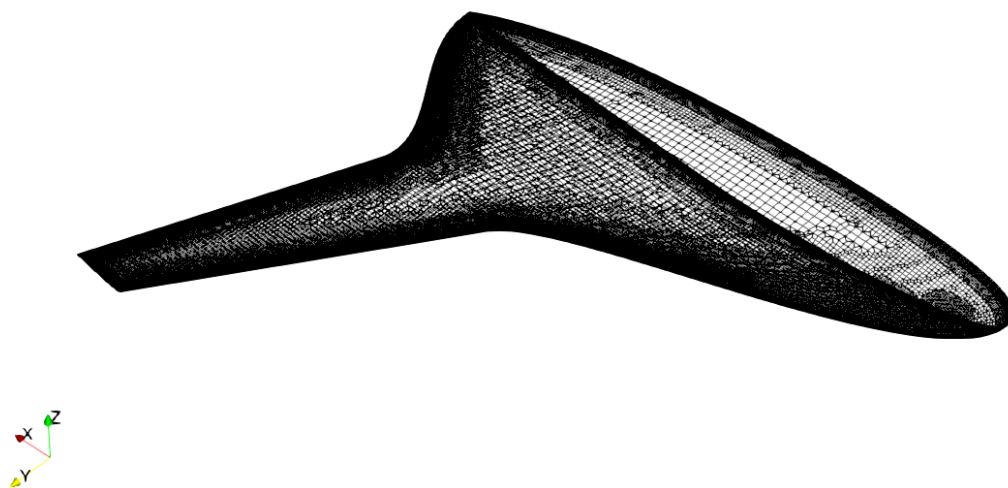


图 4.2 表面格子

### 4.3 境界条件

境界パッチ名を図 4.3 に示す。流入面を「Upstream」、計算対象を「BWB」、対称面を「Symmetry」、流出面を「Downstream」、計算対象から上の面を「Upper」、計算対象から下の面を「Lower」、y 軸手前の面を「Side」とする。

また、境界条件を表 4.2 に示す。「Upstream」は一様流条件、「BWB」は滑り壁条件、「Symmetry」は対称条件、「Downstream」は外挿条件、その他の面はリーマン境界条件とする。

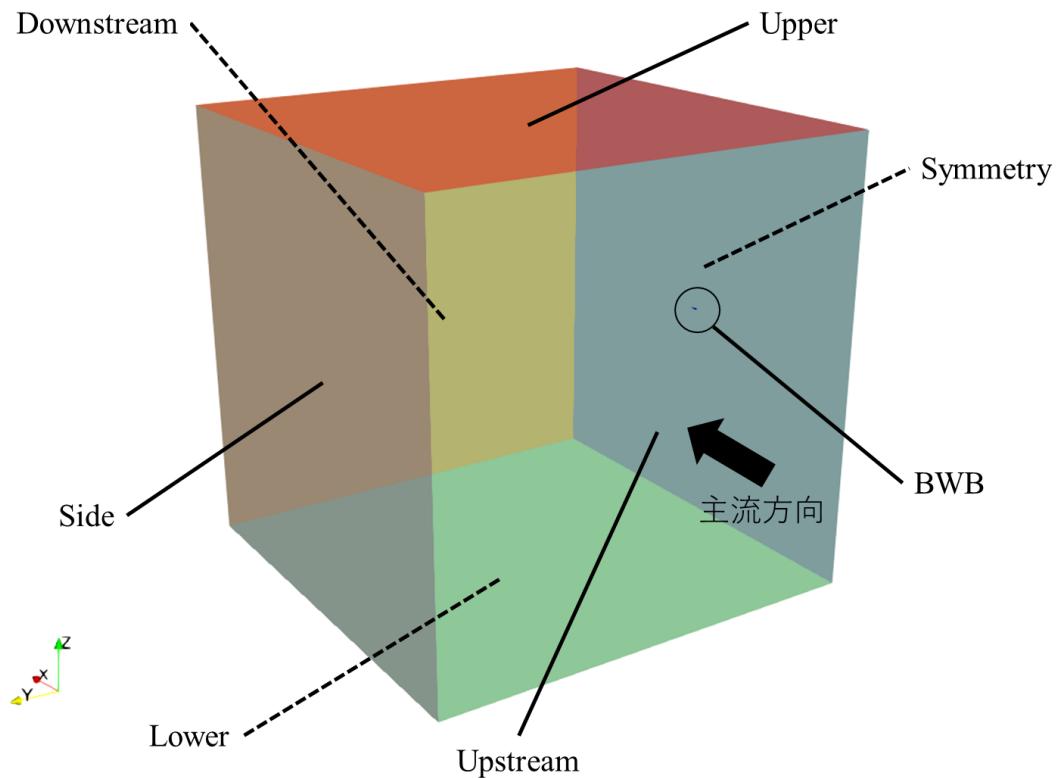


図 4.3 境界パッチ名

表 4.2 境界条件

Upstream	Uniform flow boundary condition
Symmetry	Symmetry boundary condition
BWB	Slip wall boundary condition
Side	Riemann boundary condition
Upper	Riemann boundary condition
Lower	Riemann boundary condition
Downstream	Extrapolation boundary condition

## 4.4 結果及び考察

流体計算時間は1ケースあたり16並列で約30分であった。流体計算により得られた空力性能の結果を表4.3に示す。迎角が増加することで、双方の翼型において、Cl値とCd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)-0012翼を分布した際、 $0^\circ \sim 4^\circ$ にかけて増加しているが、特に $0^\circ \sim 2^\circ$ にかけてL/Dの増加率が高い。SC(2)-0012翼は対称翼であるため、 $0^\circ$ の時は上下に圧力差を生みにくいですが、迎角をつけることで、胴体部分にも揚力を得やすくなったことが、L/Dの増加率に影響していると考えられる。また、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、Cl値の増加分よりも、Cd値の増加分が大きいためだと考えられる。

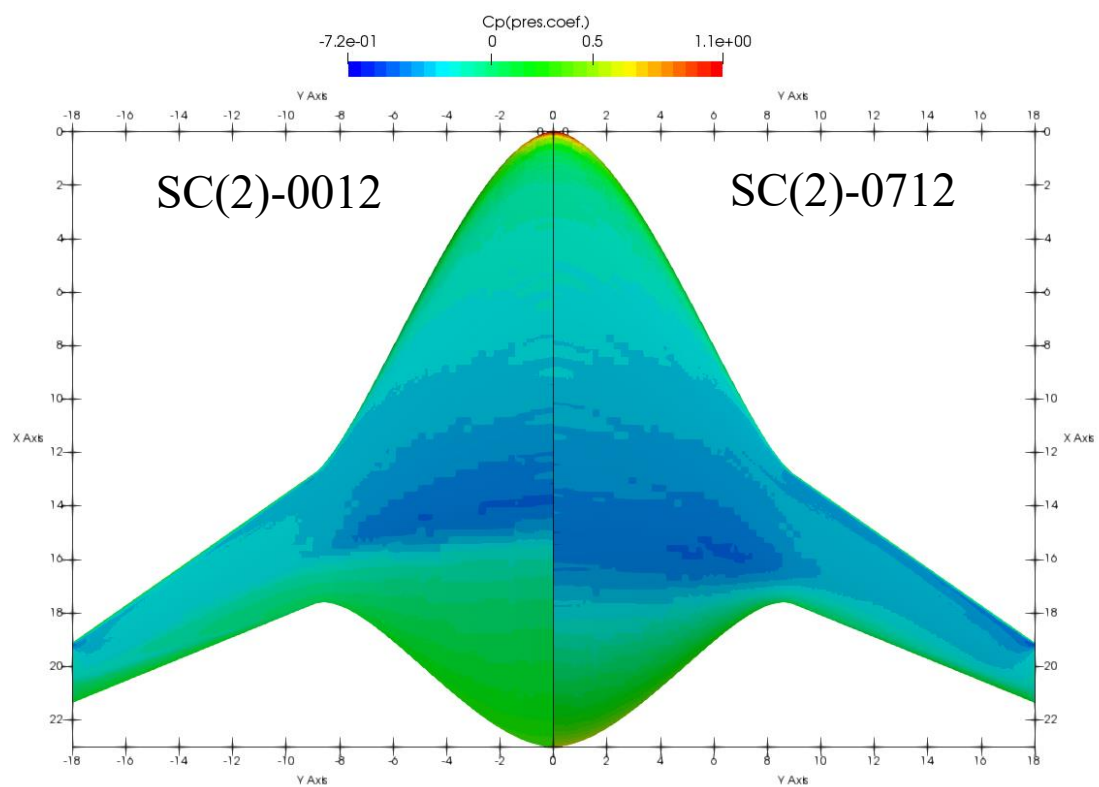
また図4.4-4.6に各迎角時の表面圧力分布、図4.7-9に各迎角時の中心断面位置、翼胴境界位置、99%位置でのCp分布を示す。図4.4-4.6の表面圧力分布を比較すると、SC(2)-0712翼を分布した形状において、上面側の負圧部分が後縁側に領域が広がっており、下面側の負圧部分では、前縁側に移動し、領域が狭くなっていることが分かる。

また図4.7-9のCp分布を比較すると、胴体中心位置の前縁部分において、双方に大きな差異は見つけることができなかった。しかし、SC(2)-0012翼の場合は、上下面においてコード長の60%位置から逆圧力勾配となっており、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翼の場合は、上面側ではコード長の70%位置、下面側では50%位置から逆圧力勾配となっており、上面側にキャンバーを持つ非対称翼であるため、上下面に圧力差が生まれていることが分かる。また、翼胴境界値、99%位置においても、胴体中心位置ほど顕著ではないが、同様の現象が起きていることが分かる。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。

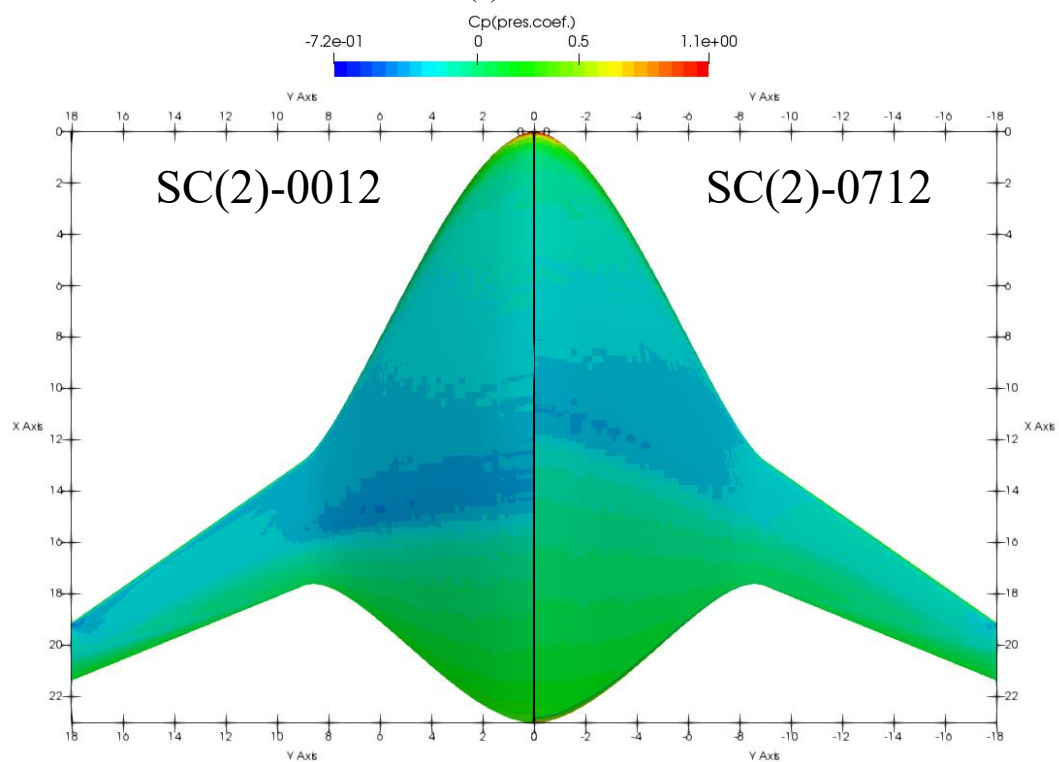
以上の結果からBWB形状において、胴体部分により揚力を生む形状を分布させることは有効であると考えられる。本研究では最も揚抗比の高かった、スパン方向にSC(2)-0712翼を分布させものを基本形状とし、巡航状態は迎角を $2^\circ$ つけた状態とする。

表 4.3 空力性能

AoA [deg]	SC(2)-0012			SC(2)-0712		
	Cl	Cd	L/D	Cl	Cd	L/D
0	0.0081	0.0011	0.7271	0.1189	0.0128	8.6144
2	0.1422	0.0149	9.5623	0.2500	0.0209	11.9688
4	0.2738	0.0259	10.5778	0.3776	0.0353	10.713



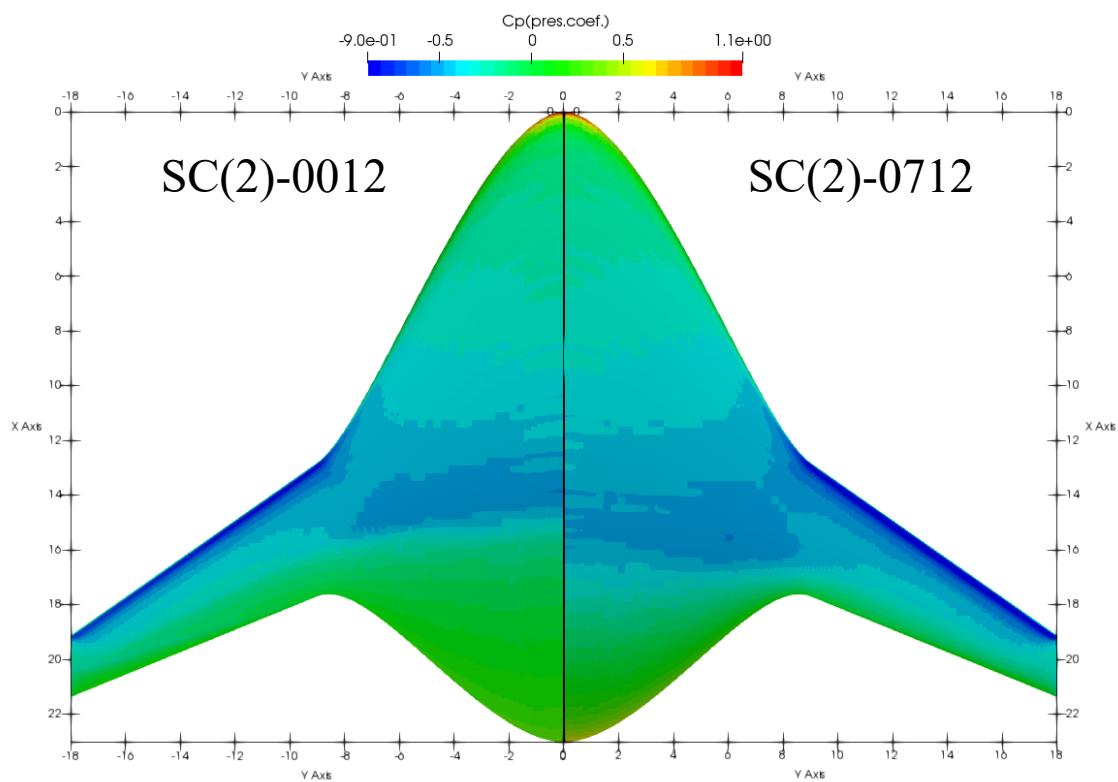
(a) 上面側



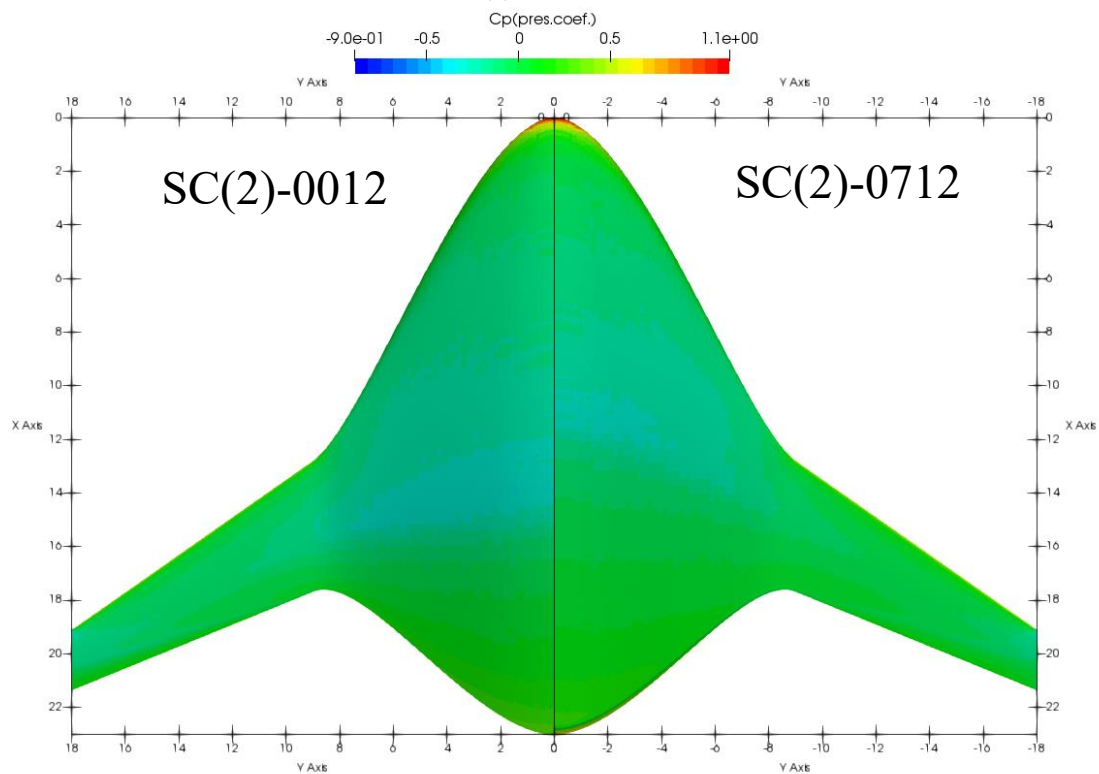
(b) 下面側

図 4.4  $AoA=0$  時の表面圧力分布



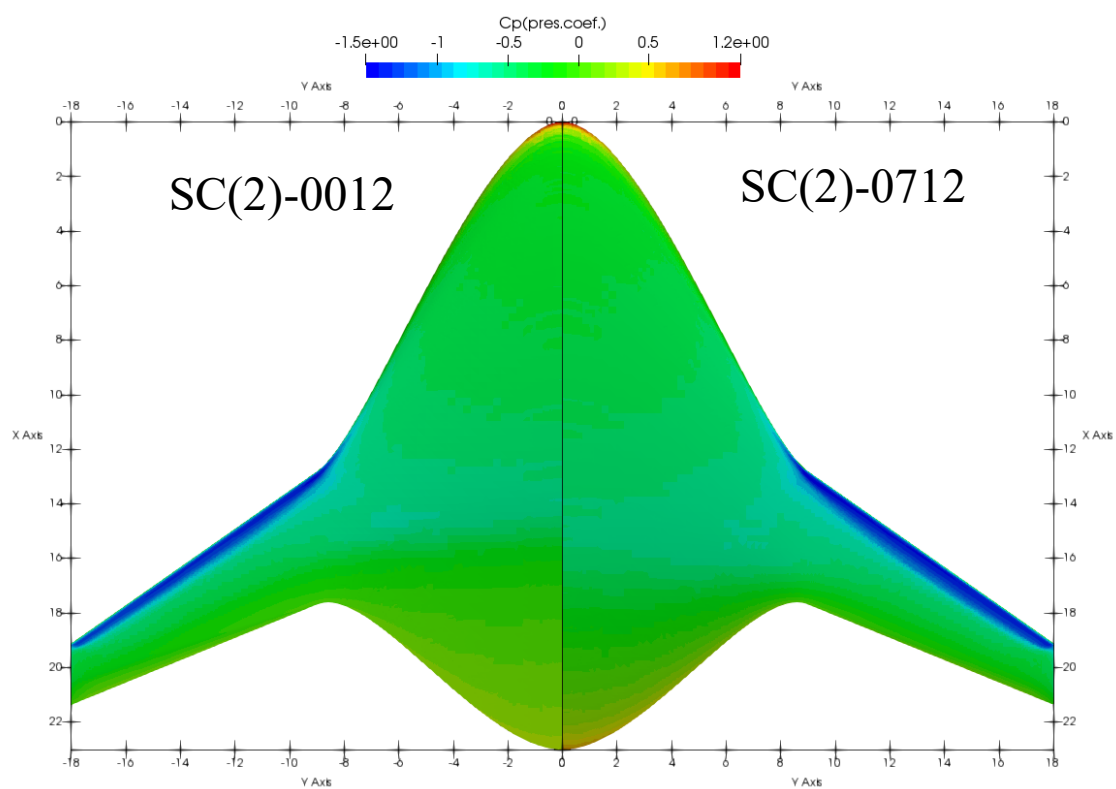


(a) 上面側

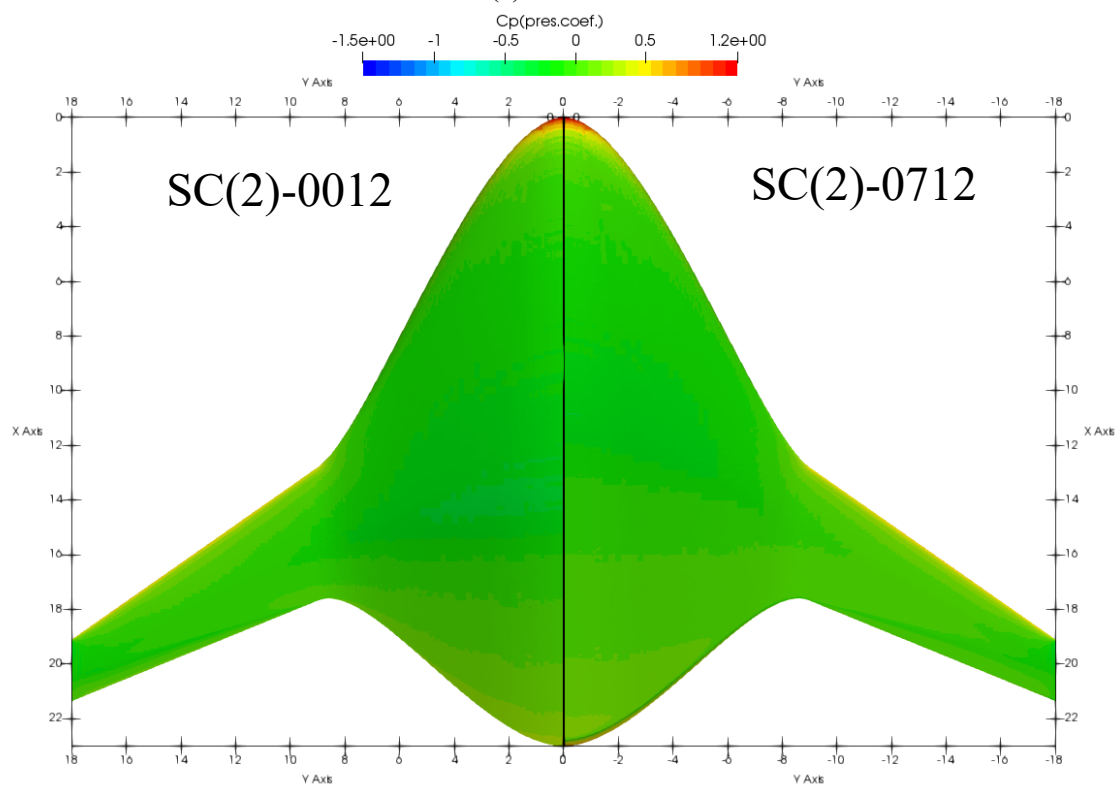


(b) 下面側

図 4.5  $AoA=2$  時の表面圧力分布

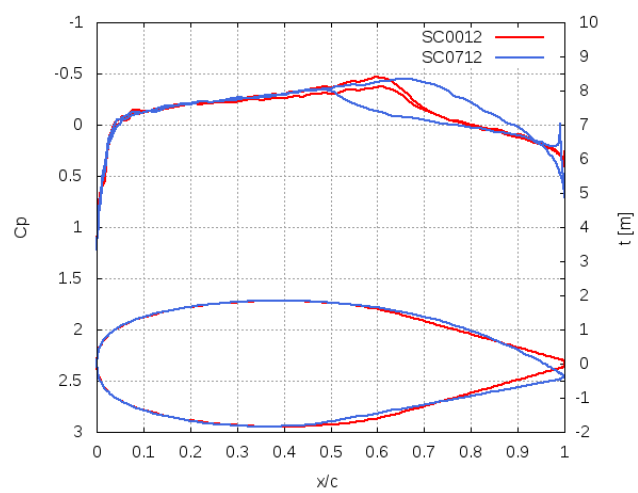


(a) 上面側

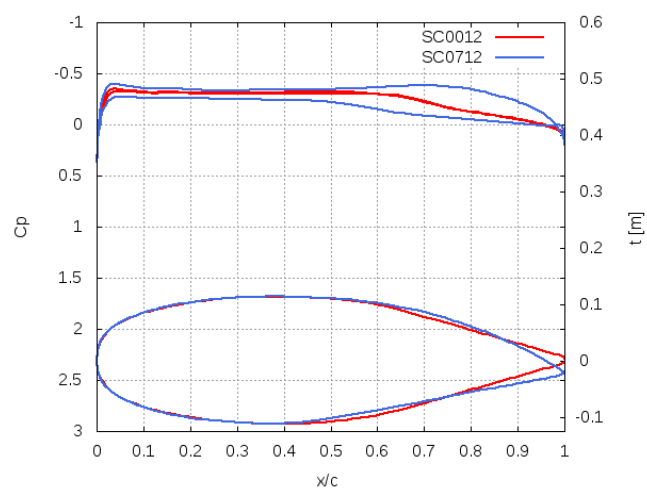


(b) 下面側

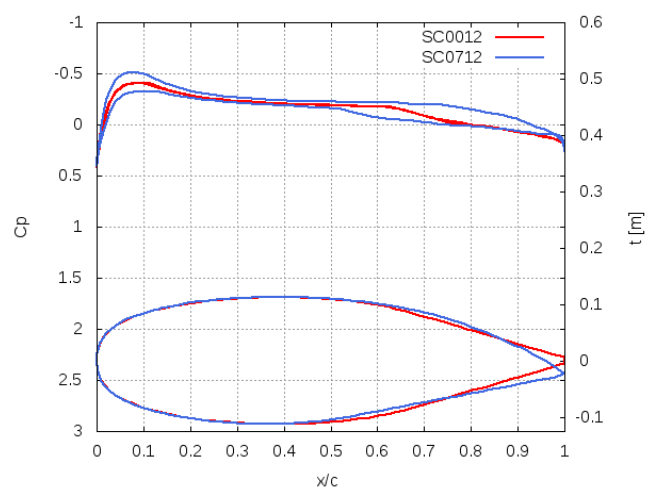
図 4.6  $AoA=4$  の表面圧力分布



胴体中心位置

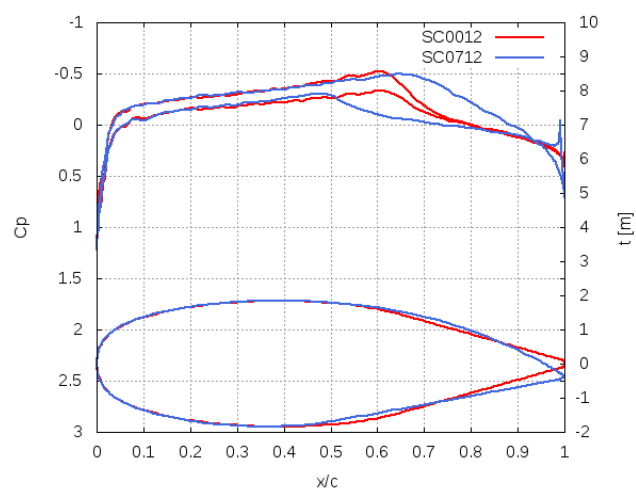


翼胴境界位置

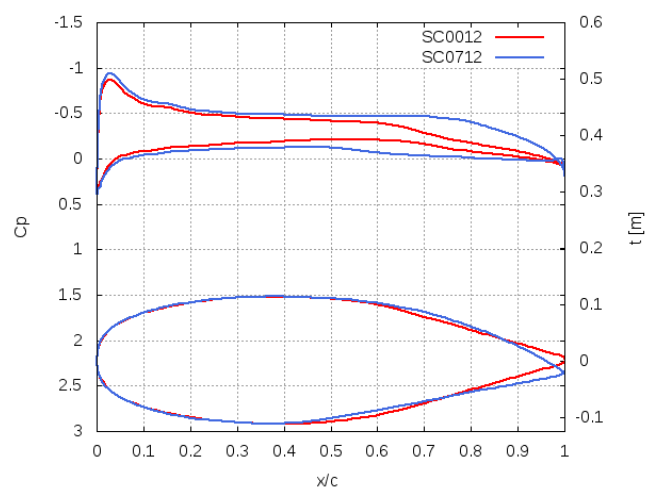


99%

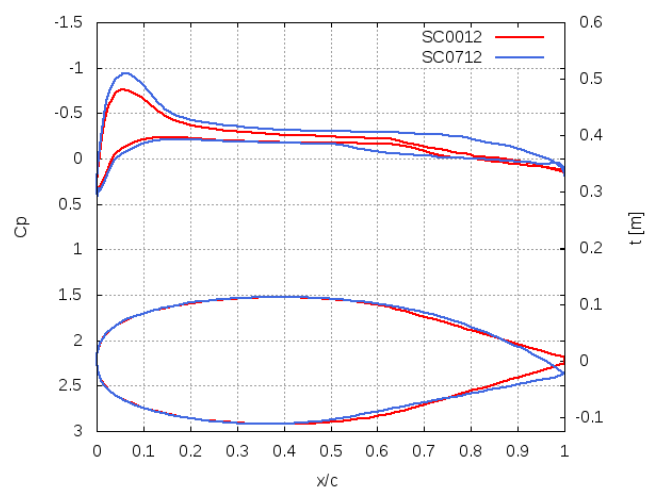
図 4.7  $\alpha=0$  時の  $C_p$  分布



(a) 胴体中心位置

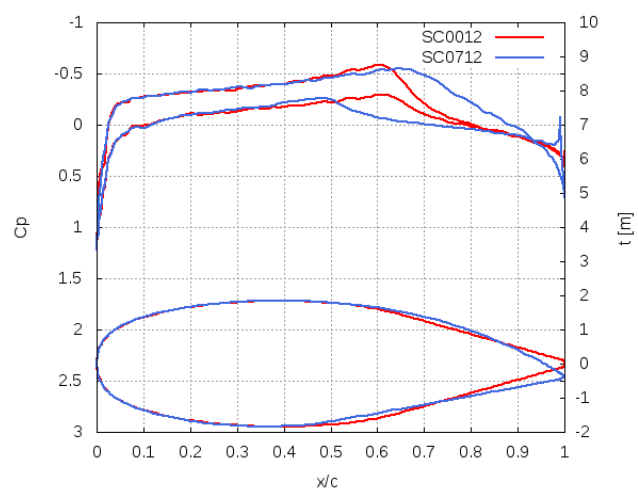


(b) 翼胴境界位置

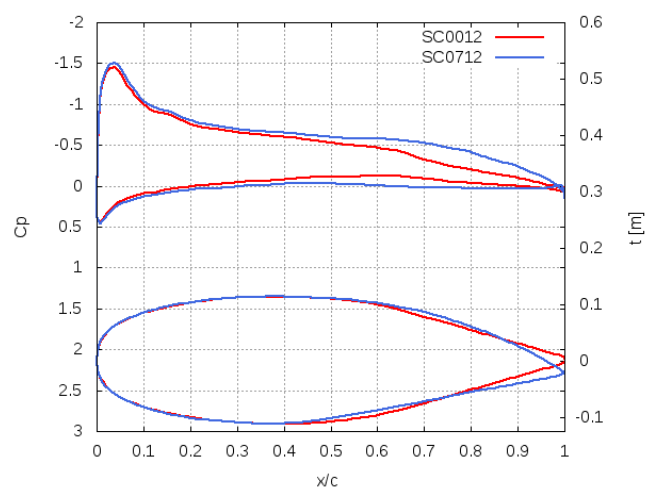


(c) 99%

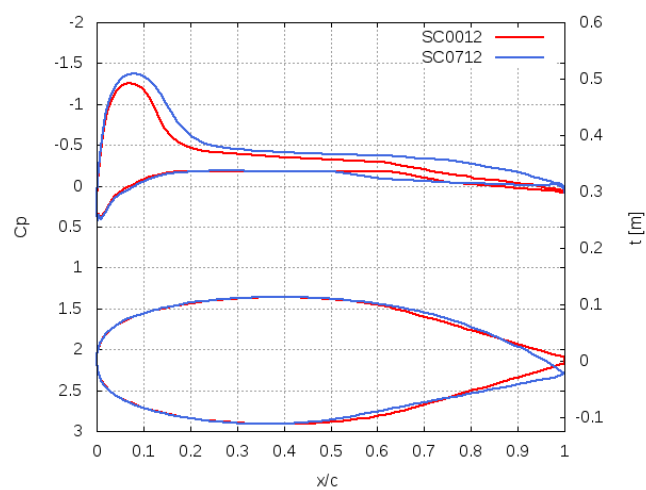
図 4.8 AoA=2 時の  $C_p$  分布



(a) 胴体中心位置



(b) 翼胴境界位置



(c) 99%

図 4.9 AoA=4 時の  $C_p$  分布

## 第 5 章

### 形状探索のモデル化

本章では，小型 BWB 旅客機の形状探索を行うために設計問題のモデル化について述べる．また，制約条件を設けるための重量推算の方法，結果を示す．

#### 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．

$$\begin{cases} \text{maximize } L/D \\ L = W \end{cases} \quad (42)$$

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 ( $L=W$ ) とした．制約条件は以下の式のように整理できる．

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 C_L S = W \quad (43)$$

$$\frac{W}{C_L S} = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (44)$$

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

$$C_L S = \frac{2W}{\rho U^2} \quad (45)$$

となる．  $W$  は重量推算値に重力加速度を掛けた値から，  $C_L$  は数値計算結果から，  $S$  の翼面積は図 5.1 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．

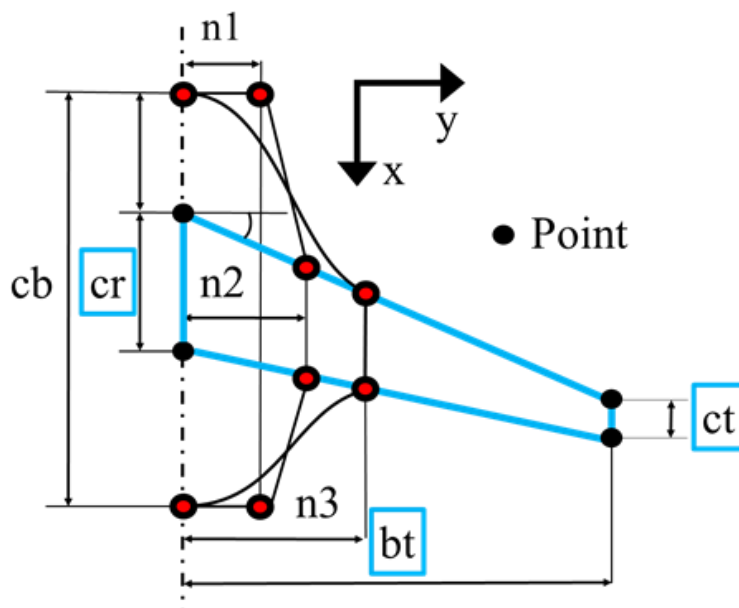


図 5.1 主翼面積

## 5.2 重量推算方法

重量推算は J. Roskam<sup>(20)</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 5.1 に、飛行フェーズを図 5.2 に示す。ペイロード人数は 100[人]、航続距離は 1800[nm]、代替空港までの飛行距離は 200[nm]、空中待機時間は 45[分]で、高度 10000[m]をマッハ 0.8 で巡航飛行する飛行フェーズとする。

航続距離は MSJ が 2040[nm]、E190 が 1800[nm]、CRJ1000 が 1425[nm]であるため、リージョナル用途において 1800[nm]あれば航続距離は従来機と同等であると考えた。また、代替空港までの飛行距離は、成田空港・羽田空港から中部国際空港までの距離に相当するため、ダイバージョンには十分な距離であると考えられる。空中待機時間は、一般的な値を用いた<sup>(20)</sup>。飛行フェーズは、代替空港までの飛行を含めたものとし、重量推算を行う。

表 5.1 設計要求

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

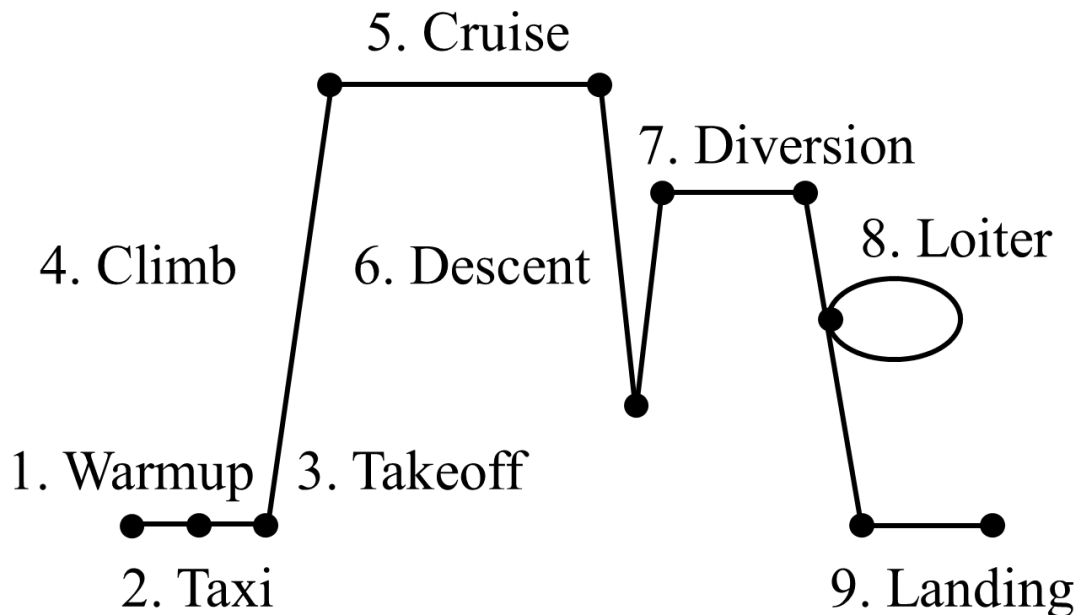


図 5.2 飛行フェーズ

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。

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL} \quad (46)$$

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。

運用空虚重量 $W_{OE}$ は、空虚重量 $W_E$ 、機構上使用できない燃料とオイルの重量 $W_{tfo}$ 、常務員の重量 $W_{crew}$ ならびに運航に必要な各種運航アイテムの重量 $W_{OP}$ の和である。ここで、 $W_{tfo}$ は一般に最大離陸重量の 0.5%以下程度である。各種運用アイテム重量は、安全装備（酸素マスク関係、救命胴衣など）、食料と水の重量である。これらの関係は以下の式で与えられる。

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} + W_{OP} \quad (47)$$

空虚重量 $W_E$ は、航空機製造者が担当した部分の重量（機体そのもの、製造者空虚重量 $W_{ME}$ ）とほかのメーカーが製造、納品した機体に固定される機器部品類（航法機器類、空調機器、レーダー、内装部品など）の和 $W_{FEQ}$ （各種機器重量）で表せる。これらの関係は以下の式で与えられる。

$$W_E = W_{ME} + W_{FEQ} \quad (48)$$

ペイロード重量については、設計要求から既知となり、乗客の重量の平均値として 1 人あたり 175[lb]として計算を行う。また、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]として求める。式(46)から運用空虚重量 $W_{OE}$ と燃料重量 $W_F$ を求めれば最大離陸重量 $W_{TO}$ を求めることができる。しかし、これら 2 つの値はたがいの増減が最大離陸重量 $W_{TO}$ の増減を介して、他方の重量の増減に影響するため、独立の値として扱えない。そのため、 $W_{TO}$ に対する相対量である、 $W_{OE}/W_{TO}$ と $W_F/W_{TO}$ を用いて表すと、以下の式が与えられる。

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{1 - \frac{W_{OE}}{W_{TO}} - \frac{W_F}{W_{TO}}} \quad (49)$$

$W_{OE}/W_{TO}$ と $W_F/W_{TO}$ の値が求まれば、 $W_{TO}$ の値を求めることができる。

次に、燃料重量 $W_F$ を以下の式のように分解できる。

$$W_F = W_{Fused} + W_{Fres} \quad (50)$$

ここで、 $W_{Fused}$ は使用する燃料、 $W_{Fres}$ は予備燃料となる。1 回の飛行をいくつかの飛行フェーズに（総計  $n$ ）に区切り、各フェーズ前後の機体重量比の計算を行う。 $i$  番目のフェーズ前後の機体重量比を $W_{i+1}/W_i$ とし、これらをすべて掛け合わせて、フライト開始前と終了後の機体重量比 $M_{ff}$ を求める。

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{To}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \dots \cdot \frac{W_i}{W_{i-1}} \cdot \frac{W_{i+1}}{W_i} \cdot \dots \cdot \frac{W_n}{W_{n-1}} \quad (51)$$

この値を用いると、実際に使用する燃料 $W_{Fused}$ は以下の式が与えられる。

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff})W_{TO} \quad (52)$$

本研究では、図 5.2 のように示した、空港を出発して目的地に到着するまでを 1 つのフライトとし、ダイバージョンと空中待機も含めた 9 フェーズに分けた場合を考える。すなわち、1.ウォームアップ、2.タキシード、3.離陸、4.上昇、5.巡航、6.降下、7.ダイバージョン、8.空中待機、9.着陸といった流れの飛行フェーズである。

1.ウォームアップ、2.タキシード、3.離陸、4.上昇、6.降下、9.着陸に関しては、比較的経過時間が短いこと、同じ種類の機体であればほぼ同値の値を示すため、リージョナルジェット機の値<sup>(21)</sup>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、航続距離の推算に用いられる以下のブレーゲーの式を用いる。



(巡航時)

$$\frac{W_{cruise}}{W_{cruise-1}} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} \quad (53)$$

ここで、 $R$ は航続距離[nm]、 $C$ は燃料消費量[(lb/hr)/lb]、 $V$ は飛行速度[knot]、 $L/D$ は巡航時の揚抗比となる。表 5.1 の設計要求から、 $R=1800$ [nm]、 $V=465.8$ [knot]、燃料消費量は一般的な値である $C=0.5$ [(lb/hr)/lb]<sup>(21)</sup>を用いる。

(待機時)

$$\frac{W_{Loiter}}{W_{Loiter-1}} = \exp \frac{-EC_{ltr}}{(L/D)_{ltr}} \quad (54)$$

ここで、 $E$ は空中待機時間[hr]、 $C_{ltr}$ は空中待機中の燃料消費量[(lb/hr)/lb]、 $(L/D)_{ltr}$ は空中待機中の揚抗比となる。表 5.1 の設計要求から、 $E=0.75$ [hr]、空中待機中の燃料消費量一般的な値である $C=0.4$ [(lb/hr)/lb]<sup>(21)</sup>を用いる。また、巡航時の揚抗比と空中待機中の揚抗比は、以下の式の関係が成り立つ。

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{ltr} = \frac{(L/D)}{0.866} \quad (55)$$

重量推算における各フェーズの機体重量比を表 5.2 に示す。

表 5.2 機体重量比

	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. (53)
6	Descent	0.990
7	Diversion	Eq. (53)
8	Loiter	Eq. (54)
9	Landing	0.992

式(46), (50), (52)より、運用空虚重量は以下の関係式が与えられる。

$$W_{OE} = W_{TO} - (1 - M_{ff})W_{TO} - W_{Fres} - W_{PL} \quad (56)$$

$W_{TO}$ 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>(6), (22), (23), (24), (25)</sup>を用いる。

$$\log_{10} W_{TO} = 0.9656 \log_{10} W_{OE} + 0.4736 \quad (57)$$

式(56), (57)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。

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(53), (54)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 章の基本形状の 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 $L/D=15$ <sup>(26)</sup>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。

$$\log_{10} W_{TO} = 1.012 \log_{10} W_{OE} + 0.186 \quad (58)$$

### 5.3 重量推算結果及び考察

小型 BWB 旅客機と従来機の重量推算を行った結果を比較する．図 5.3 に任意の重量推算を 3 点で 1 次線形近似した結果を示す．表 5.3 に 1 次線形近似した結果から交点を算出した値を示す．また，表 5.4 に従来機の最大離陸重量をまとめたものを示す．

はじめに，比較対象となる従来機での重量推算値の信頼性について確かめた．表 5.3 の重量推算結果では 98714[lb]であり，表 5.4 の最小値である 90002[lb]と最大値である 105358[lb]の間の値を取っていることが分かる．本研究で用いている重量推算方法は経験的な統計式から求めている．また，重量推算値を算出する際に，巡航  $L/D=15$ ，航続距離 1800[nm]としており，各機体によって空力性能や航続距離等の設計要求が異なるため，多少の差が生じたと考えられる．しかし，大きな差ではないため，重量推算結果の値を，比較対象の値としてもよいと考えられる．

次に小型 BWB 旅客機と従来機の推算値の比較を行った．小型 BWB 旅客機の方が，最大離陸重量では約 20000[lb]，運用空虚重量では約 19000[lb]，燃料重量では約 4000[lb]軽量で済むことが分かる．運用空虚重量と燃料重量の差を比較すると，運用空虚重量の差が大きいことが分かる．運用空虚重量については，式(47)のように表せ， $W_{crew}$ と $W_{OP}$ については双方に差異はないと考えられる． $W_{tfo}$ は最大離陸重量の 0.5%以下程度であり，小型 BWB 旅客機では約 390[lb]，従来機では約 490[lb]であるため，最大離陸重量の差を見ても微小であると考えられる．そのため，運用空虚重量で大きな差が出ているのは $W_E$ の空虚重量であることが分かる．空虚重量は式(48)で表せるように，機体自体の自重である．これは BWB の特徴である，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により，従来機よりも構造を簡略化できることが，空虚重量の軽量化に繋がったと考えられる．機体自体の自重が軽量となれば，同じ航続距離でも搭載する燃料が少なく済むため，燃料重量の軽量化に繋がったと考えられる．その結果，最大離陸重量の軽量化に繋がったものだと考えられる．

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．また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ると考えられる．また，離着陸距離が短くなることで，従来機が離着陸時に使用する空力デバイスである高揚力装置も不要になるのではないかと考えられる．高揚力装置の前縁スラットや後縁フラップが機体空力騒音の音源となっていることを考えると，高揚力装置を設置しないことは騒音の低減に繋がるのではないかと考えられる．

以上の重量推算の観点から，BWB 形状は，リージョナル用途に有効ではないかと考えられる．本研究では，表 5.3 の重量推算値を用いて制約条件を設けることとする．

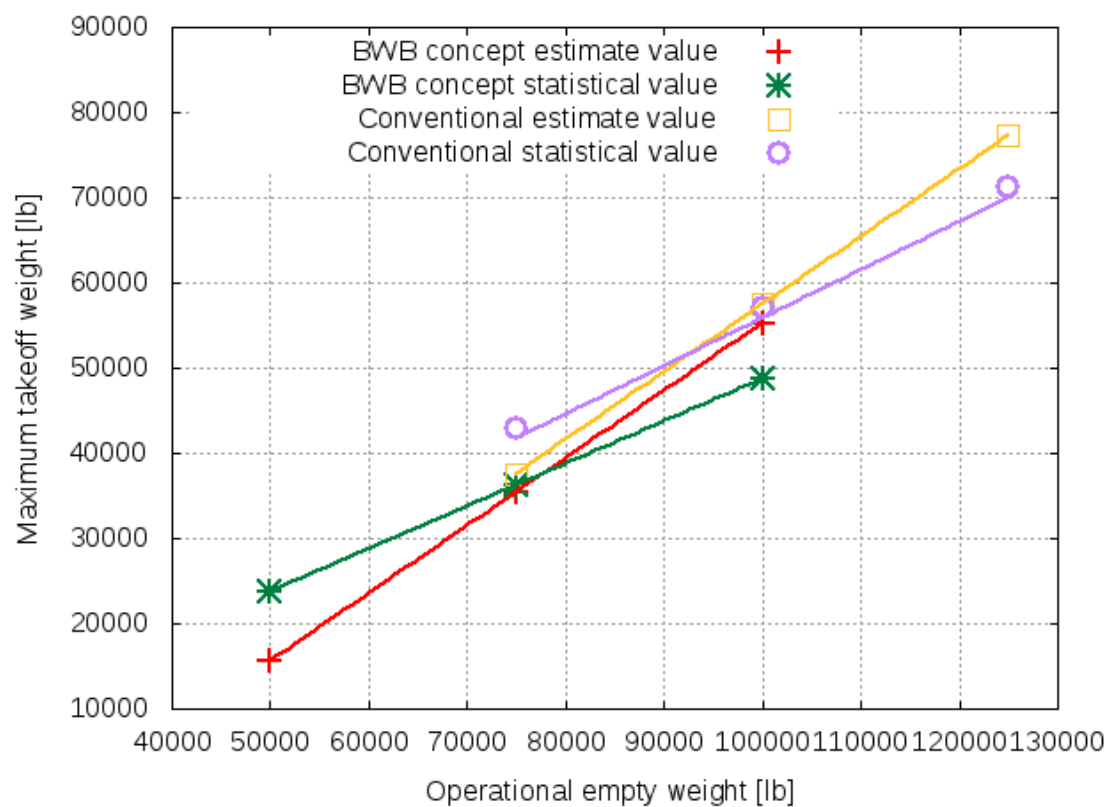


図 5.3 重量推算

表 5.3 重量推算結果

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

表 5.4 従来機の最大離陸重量

	MSJ	E190	CRJ1000
Maximum take-off weight [lb]	94358	90002	105358

## 第 6 章

### 小型 BWB 形状探索

本章では，第 4 章の結果から得た基本形状を基に，第 5 章での重量推算結果から，本研究の目的である，従来機よりもペイロードの増加，なおかつ同等以上の揚抗比を持つ小型 BWB 旅客機の形状探索を行った．そして，形状探索から得た結果を示す．

#### 6.1 目的関数

第 4 章の結果から，高度 10000[m]を迎角 $=2^\circ$  で巡航飛行するとし，第 5 章の最適化計算のモデル化から目的関数は  $L/D$  とする．また制約条件は第 5 章の結果を用いると 29 となる．主流条件は第 4 章と同様である．

#### 6.2 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，と後退角とする．表 6.1 に設計空間を示す．初期値は 3 章で述べたように，設定したキャビンが収まるように，大型機向けの BWB<sup>(19)</sup>形状を基に作成した際の値である．翼端長さ，ハーフスパン長さ，翼付け根長さの最小値は，初期値の半値とした．翼付け根長さの最大値は，胴体先端から翼付け根先端までの長さを，6.5 で固定しているため，翼付け根長さが胴体長さに収まるように，最大値を 16.5 とした．また，翼端長さの最大値は，初期値において，翼付け根長さと翼端長さのテーパー比を初期値において 0.3 と設定しているため，翼付け根長さが最大値をとった際に，テーパー比が 0.3 となるように 4.95 とした．ハーフスパン長さの最大値は初期値の 1.5 倍とし，27 とした．後退角は，旅客機のとる値が  $20^\circ \sim 40^\circ$  であったため，最小値は 20，最大値は 40 とした．

表 6.1 設計空間

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

### 6.3 制約条件 $L = W$ での結果及び考察

表 6.2 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 6.1 に最適化計算の収束状態と制約条件の推移，図 6.2 に平行座標表示(Parallel Coordinate Plot : PCP)による設計変数と目的関数の推移，図 6.3 に表面圧力分布，図 6.4 に翼胴境界位置と 99% 位置での  $C_p$  分布を示す．

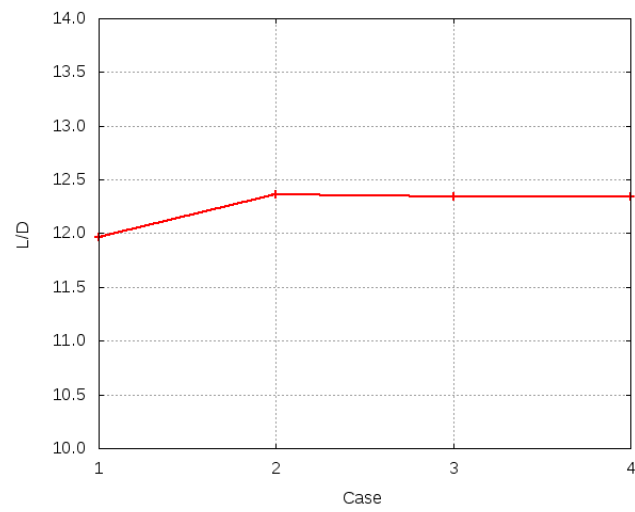
表 6.2 より，最適化計算を行い形状が変化することで， $Cl$  値が約 300 カウントの増加， $Cd$  値が約 20 カウント増加し，初期形状よりも  $L/D$  が向上した形状を得ることができた．また図 6.1(a)から最適化計算が収束していることを確認でき，勾配法によって 4 ケース評価され，目的関数のピークは 2 ケース目であることが分かる．また図 6.1(b)から，2 ケース目で制約条件を超えており，3 ケース目では制約条件を満たすように変化している．図 6.2 から翼端長さは 0.3~0.5 付近でばらついており，スパン方向長さや翼付け根長さは，初期値から微増した値を 2 ケース目以降は取っている．また，後退角については，初期位置からほとんど変化していないことが分かる．以上のことから，最適化計算は初期形状から制約条件に関係する設計変数である，翼端長さ，ハーフスパン長さ，翼付け根長さを増加させる方向に探索が進んでおり，制約条件を満たすように形状を変化させ，なおかつ揚抗比の高い形状を結果値として出力していることが分かる．また，特にばらつきの大きい翼端長さが空力性能に影響をおよぼしているのではないかと考えられる．

図 6.3 の表面圧力分布を比較すると，下面側での圧力分布に大きな差異を見ることができなかった．一方で，上面側では翼端長さが増加したことにより翼面積が増加している．そのため，翼面での負圧となる領域が広がり，上下面での圧力差の生まれる範囲が増加することで， $Cl$  値が増加したと考えられる．また図 6.4 より，翼胴境界位置と 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考えられる．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，第 4 章より翼端での最大翼厚比を 10% で固定しているため，翼端長さが増加するとともに，翼厚が増加していると考えられる．それに伴い，前縁側での流れの淀み域でより高圧となり，翼面で流体が加速されることで，より強い衝撃波が発生し， $Cd$  値が増加したのではないかと考えられる．結果として  $Cd$  値の増加分よりも  $Cl$  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．

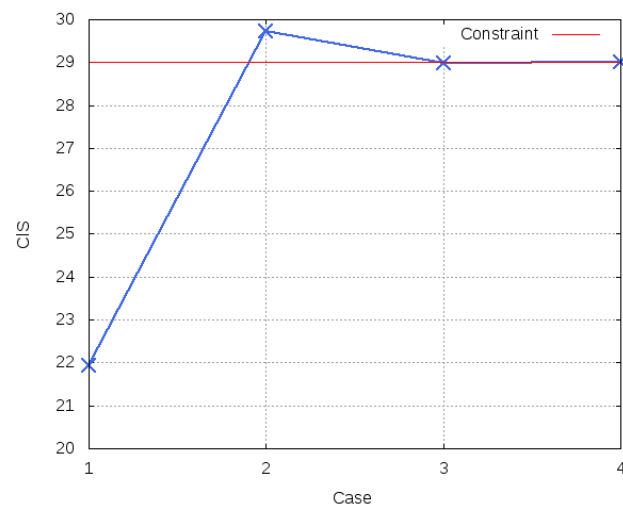
以上の結果から， $L/D$  を向上させるために主翼面積を広げ，揚力の発生面を増加させることが望ましいことが分かった．しかし，最適化計算によって得られた解は初期形状とあまり変化しておらず，設計空間に対して，探索範囲が狭いことが分かった．

表 6.2 空力性能

	$Cl$	$Cd$	$L/D$
Initial shape	0.2500	0.0209	11.9688
Optimized shape	0.2823	0.0229	12.3424



(a)収束状態



(b)制約条件の推移

図 6.1 収束状態と制約条件の推移

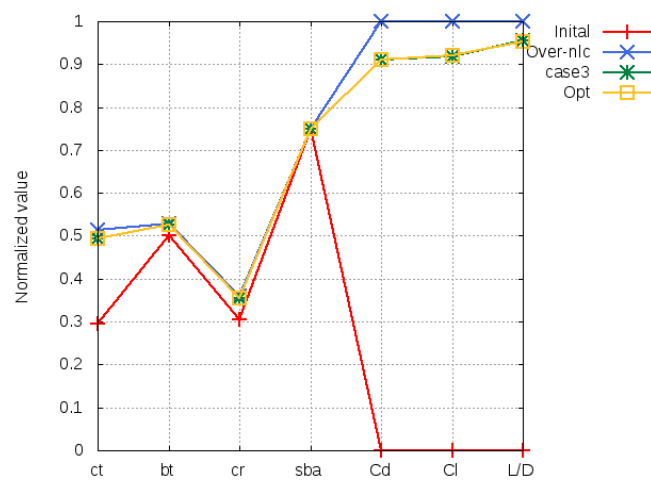
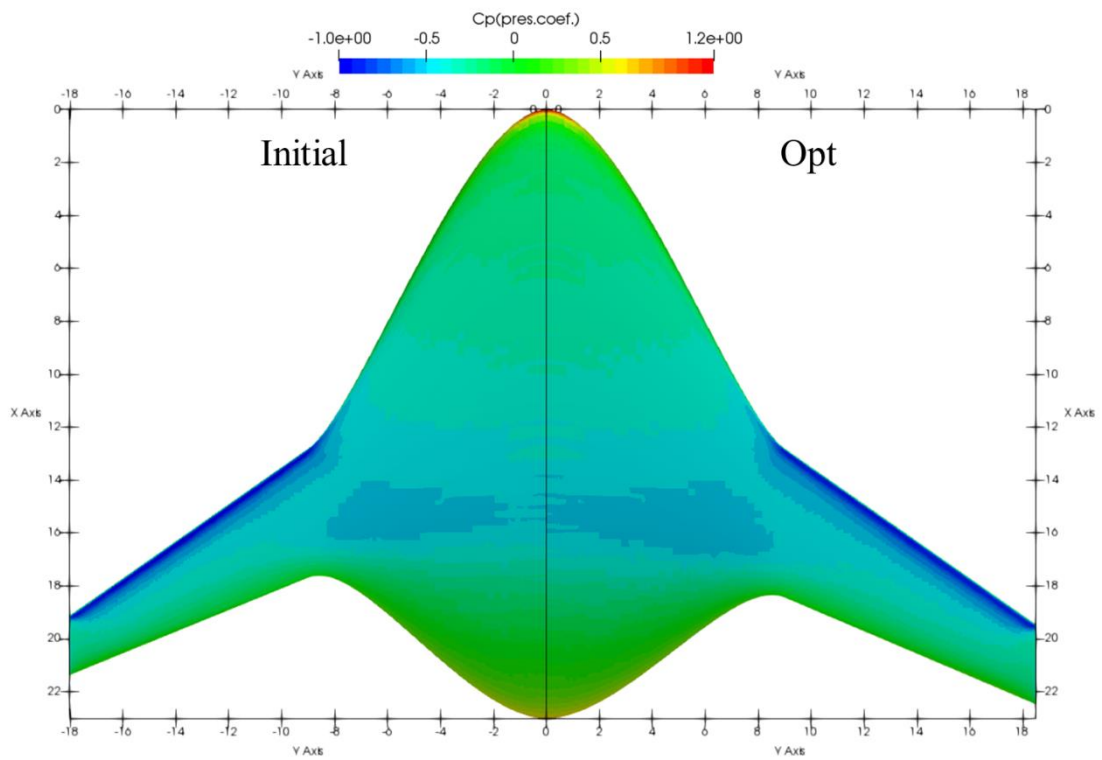
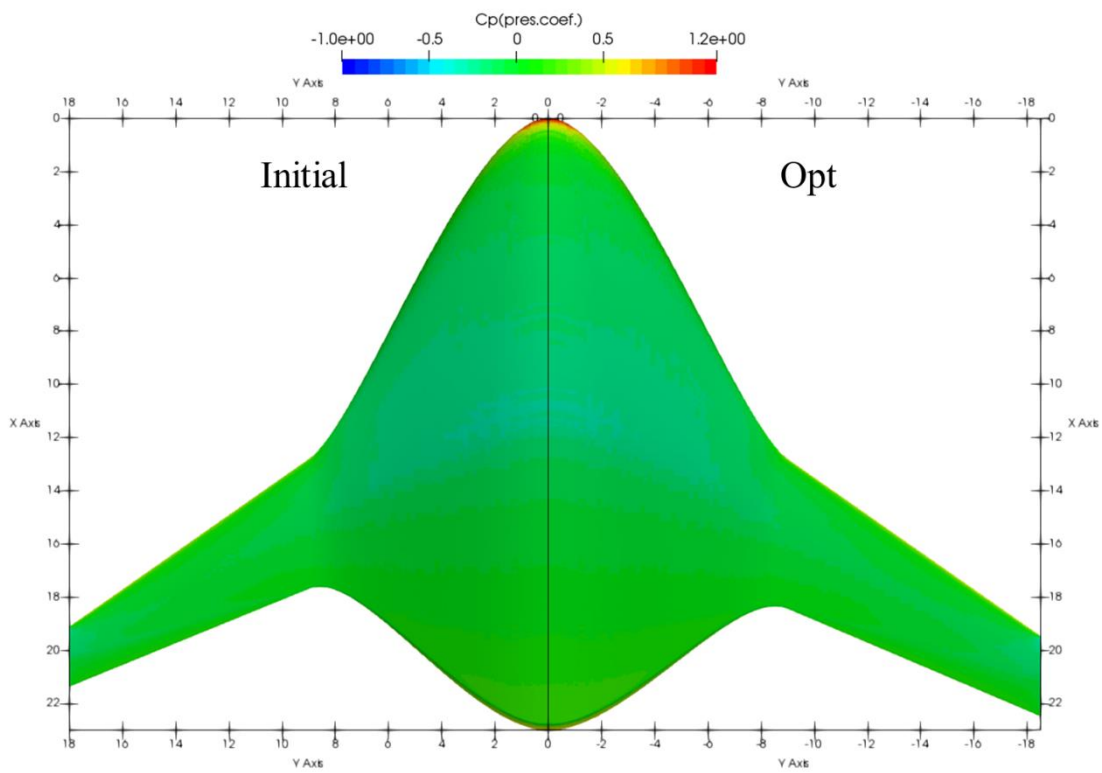


図 6.2 PCP による設計変数と目的関数の推移

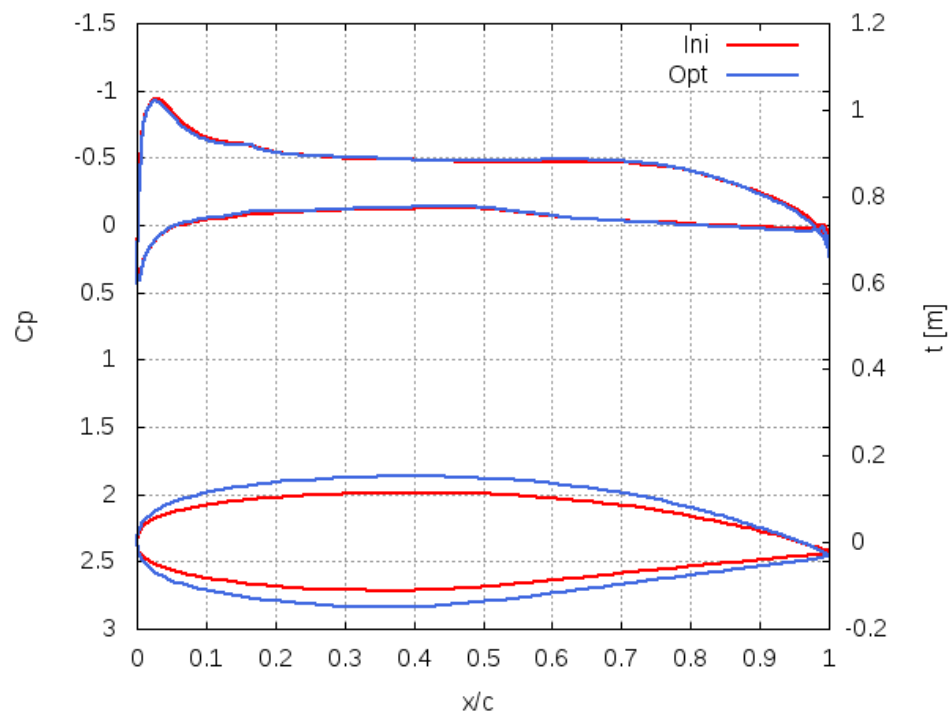


(a)上面側

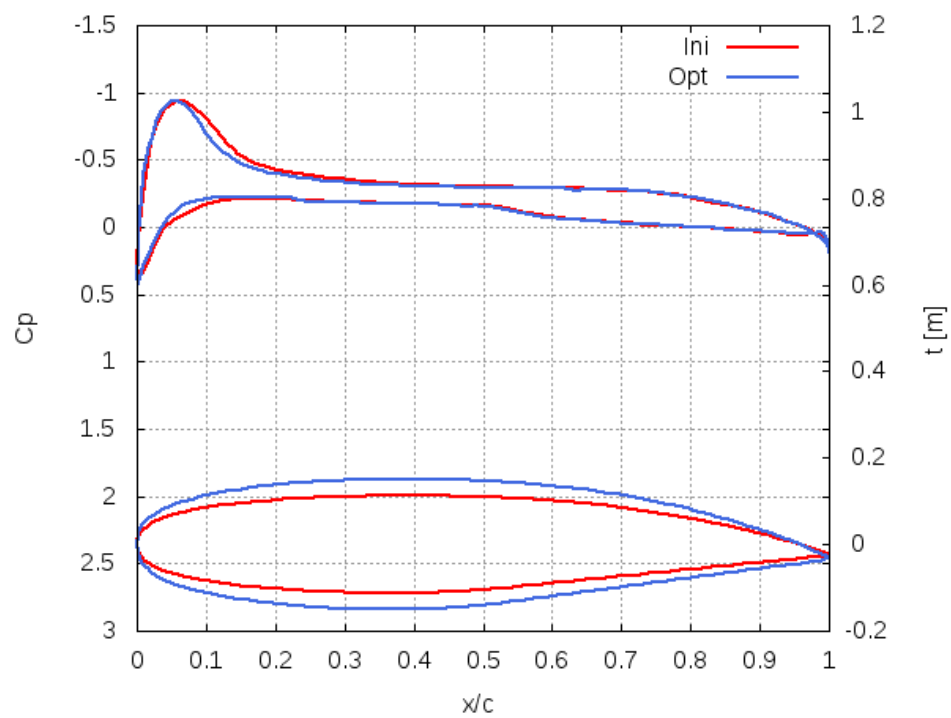


(b)下面側

図 6.3 表面圧力分布の比較



(a)翼洞境界位置



(b)99%位置

図 6.4  $C_p$  分布の比較



## 6.4 制約条件 $L \geq W$ での結果及び考察

6.3 節の結果から、設計空間に対して、探索範囲が狭いことが分かり、また図 6.1 から制約条件を超えながらも、目的関数である  $L/D$  がピークを取っていることに着想を得て、制約条件を $L \geq W$ と変更した。このことにより、より重量の重い機体の形状探索を行うことができるため、よりペイロードを増加させることができる形状を期待できる。前節の結果値と比較するため、前節の最適値形状を「 $L = W$ 形状」、今節の最適値形状を「 $L \geq W$ 形状」と呼称する。表 6.3 に最適化計算により、得られた $L \geq W$ 形状の空力性能と $L = W$ 形状の比較を示す。また図 6.5 に最適化計算の収束状態と制約条件の推移、図 6.6 に PCP による設計変数と目的関数の推移、図 6.7 に $L = W$ 形状と $L \geq W$ 形状の表面圧力分布の比較、図 6.8 に $L = W$ 形状と $L \geq W$ 形状の翼胴境界位置と 99%位置での  $C_p$  分布を示す。

表 6.3 より、制約条件を $L \geq W$ と変更することで、 $C_l$  値が約 2400 カウントの増加、 $C_d$  値が約 70 カウントの増加し、 $L = W$ 形状よりも  $L/D$  が大幅に向上した形状を得ることができた。また図 6.5(a)から最適化計算が収束していることを確認でき、前節の図 6.1 よりも勾配法で評価されたケースが増加しており、15 ケース評価されていることが分かる。 $L/D$  の変化が比較的緩やかな 1 ケースから 7 ケースを「case1-7」、変化が急激な 7 ケースから 11 ケースを「case7-11」、収束状態の 11 ケースから 15 ケースを「case11-15」とする。また図 6.5(b)からは、図 6.5(a)と同様の変化がおきており、 $L/D$  が増加すると制約条件も増加していることが分かる。図 6.6(a)から、翼端長さは 0.3~0.7 付近、ハーフスパン長さは 0.5~1 付近、翼付け根長さは 0.3~1 付近、後退角は 0.75~0.95 付近でばらついていることが分かる。ケース別でみると、case1-7 では制約条件に関係する設計変数である、翼端長さ、ハーフスパン長さ、翼付け根長さを増加させる方向に探索が進んでおり、これは $L = W$ 形状の探索でもみられた傾向である。case7-11 では、翼端長さと後退角にばらつきは見られなかったが、ハーフスパン長さと翼付け根長さに大きなばらつきがみられ、ハーフスパン長さにおいては設計空間の最大値をとること分かる。図 6.5 で急激に変化する箇所では、これら 2 つの設計変数が大きく影響をおよぼしていることが分かる。case11-15 では、収束状態であるため大きな変化はないが、case7-11 であげたハーフスパン長さと翼付け根長さが設計空間の最大値を取っており、また後退角が 0.8~1 付近でばらついており、後退角の大きいものほど  $C_d$  値が小さいため、後退角により衝撃波の発生位置が遅れることが起因しているのではないかと考えられる。以上のことから、図 6.2 では見られなかった各設計変数でのばらつきを確認することができたため、前節と比較して広い範囲での形状探索を行っていることが分かる。また、最適化計算は case1-11 までは、前節から得られた主翼面積を広げることで、空力性能の向上を図るといった知見と同様の挙動を示し、case11-15 では、後退角による衝撃波の発生位置を遅らせるように形状探索を行ったと考えられる。

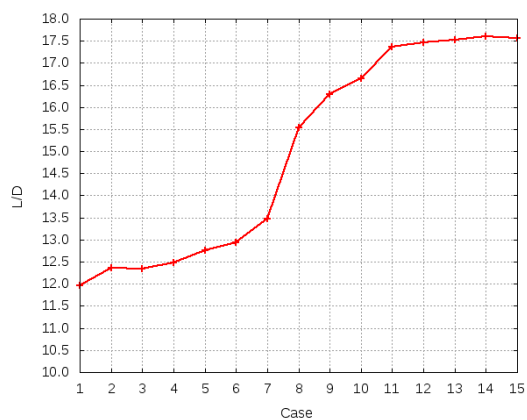
図 6.7 の表面圧力分布を比較すると、下面側での圧力分布に大きな差異を見ることができなかった。一方で、上面側では翼端長さ、ハーフスパン長さ、翼付け根長さが増加することで翼面積が大幅に増加している。そのため、前節で得られた知見より揚力発生面が増加することで、 $C_l$  値が大幅に増加したと考えられる。また、図 6.8 より、99%位置においては大きな差異は見られなかった。しかし、翼胴境界位置においては、順圧力

勾配から逆圧力勾配となる位置が前縁側によっていることが分かる．翼型を比較すると  $L \geq W$  形状は  $L = W$  形状よりも厚くなっていることがわかる．翼が厚くなることで，前縁部分での形状変化が大きく，流体が加速されやすくなっている．そのため， $L = W$  形状よりも造波抵抗が発生していると考えられる．また，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．

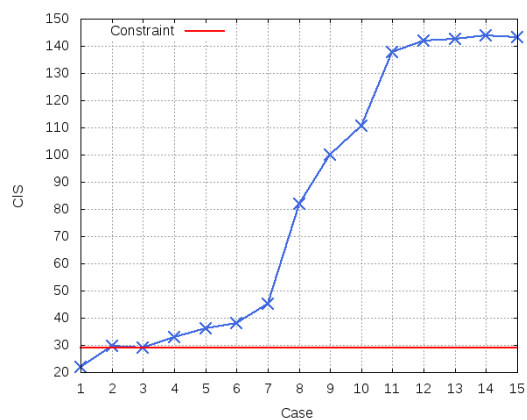
以上の結果から，前節と同様に主翼面積を広げることが，空力性能を向上させることに大きく影響を与える．また，制約条件を不等号条件に変更することで，設計空間に対して，探索範囲が広がることが分かった．しかし，最適化計算によって得られた解はハーフスパン長が最大となる形状であり，全幅が 54[m] となる．BWB は全長に対して，スパン方向が長い形状であるが，54[m] ほどであると従来の中型機ほどの大きさになる．本研究ではリージョナル用途の小型機を対象としているため，地方空港等の狭い空港での運用を考慮すると，スパン方向の長さを制限した最適化計算が好ましいのではないかと考えられる．

表 6.3 空力性能の比較

	$C_l$	$C_d$	$L/D$
$L = W$	0.2823	0.0229	12.3424
$L \geq W$	0.5257	0.0299	17.5981

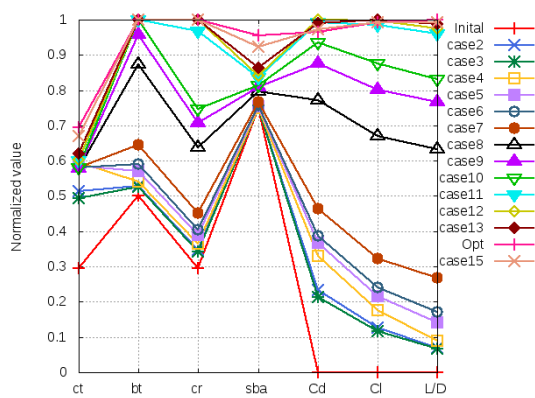


(a)収束状態

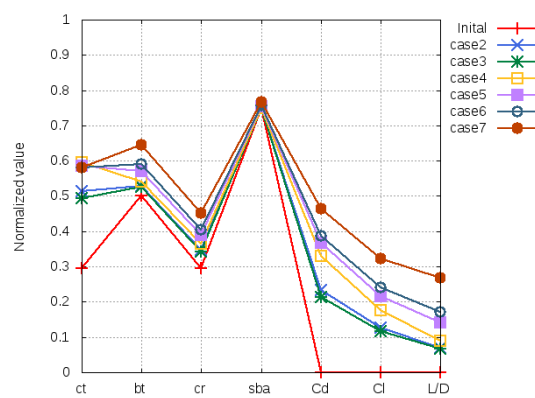


(b)制約条件の推移

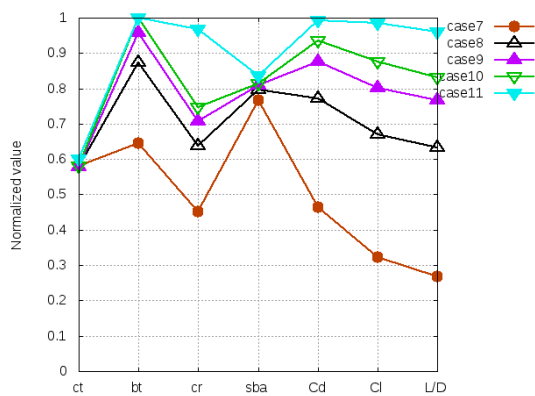
図 6.5 収束状態と制約条件の推移



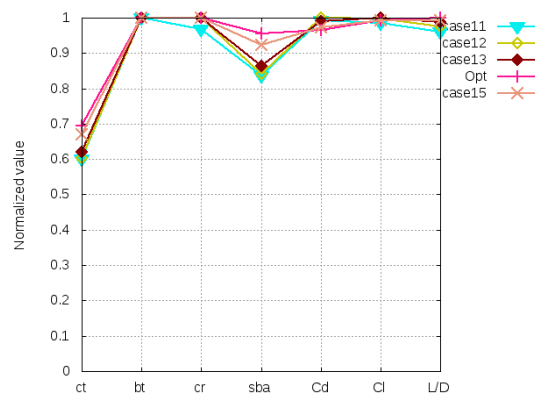
(a)case1-15



(b)case1-7

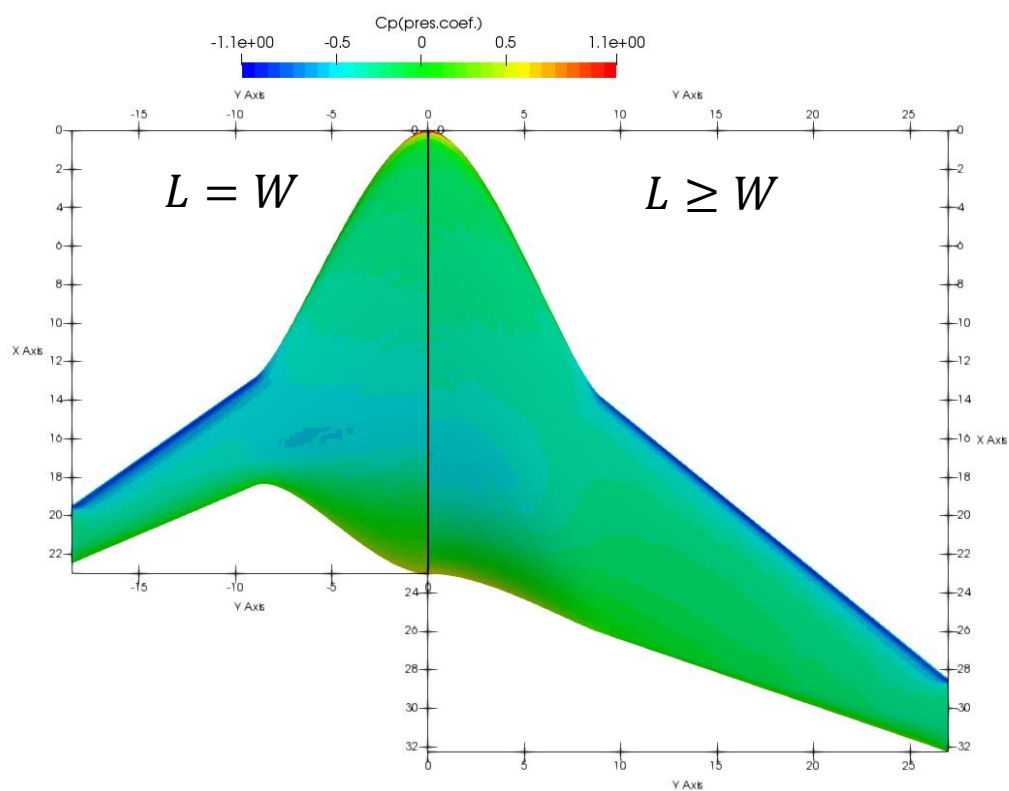


(a)case7-11

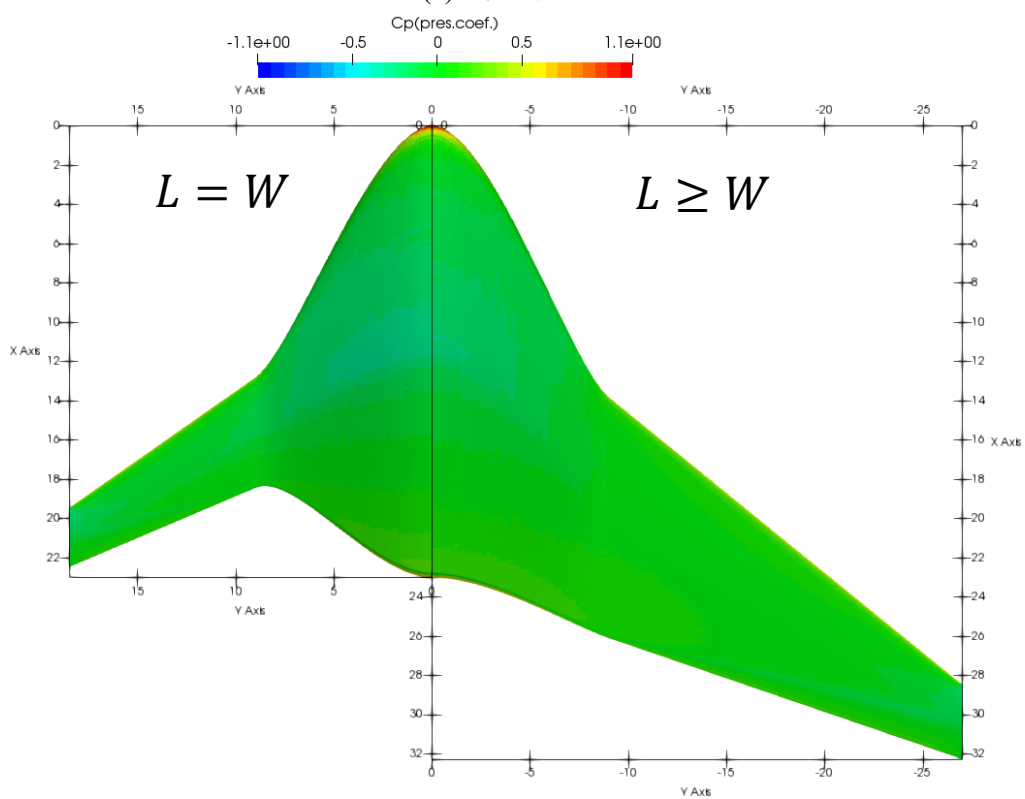


(b)case11-15

図 6.6 PCP による設計変数と目的関数の推移

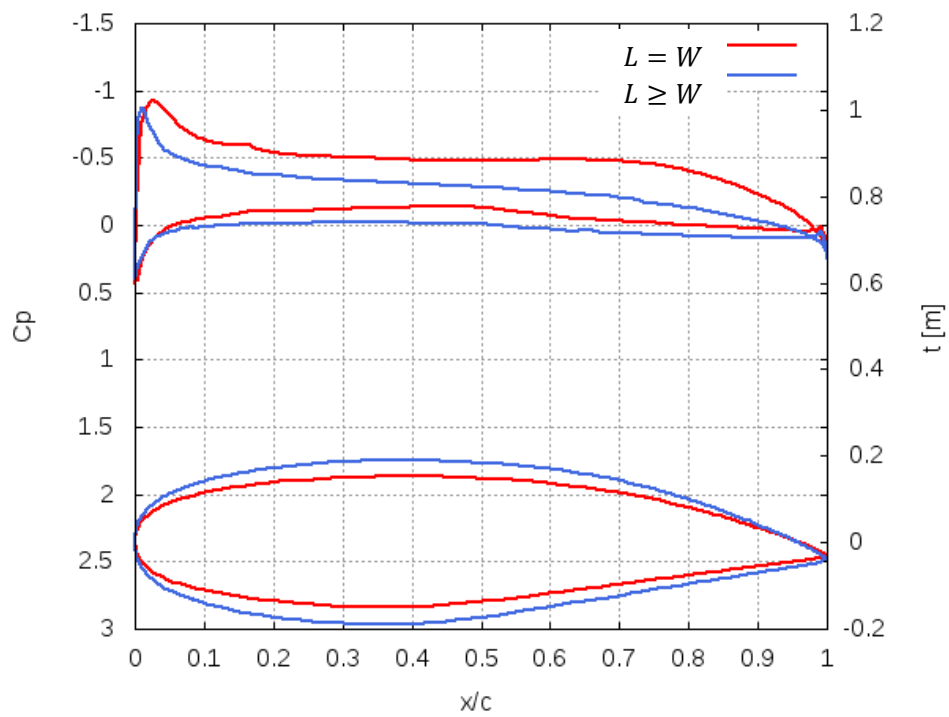


(a) 上面側

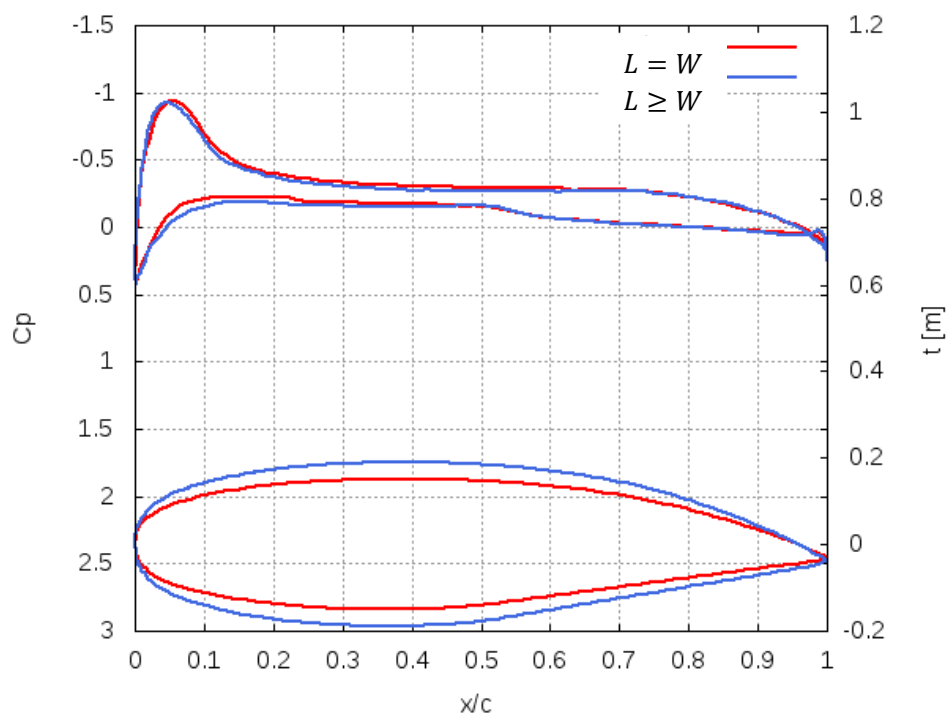


(b) 下面側

図 6.7 表面圧力分布の比較



(a)翼洞境界位置



(b)99%位置

図 6.8  $C_p$  分布の比較

## 6.5 スパン長固定での結果及び考察

6.4 節の結果から、スパン方向の長さを制限した方が、小型機に適した形状探索を行うことができるのではないかと考え、スパン方向長さを初期値の 18[m] で固定し、制約条件を  $L = W$  とし、設計変数に翼胴境界位置を決める  $n3$  を追加した。このことにより、6.3-6.4 節と異なり、主翼形状のみならず、胴体形状も変化する。6.3 節の結果値と比較するため、6.3 節の最適化形状を「 $L = W$  形状」、今節の最適形状を「Constraint bt 形状」と呼称する。表 6.4 に最適化計算により、得られた Constraint bt 形状の空力性能と  $L = W$  形状の比較を示す。また図 6.9 に最適化計算の収束状態と制約条件の推移、図 6.10 に PCP による設計変数と目的関数の推移、図 6.11 に  $L = W$  形状と Constraint bt 形状の表面圧力分布の比較、図 6.12 に  $L = W$  形状と Constraint bt 形状の翼胴境界位置と 99% 位置での  $C_p$  分布を示す。

表 6.4 より、スパン方向を固定することにより、 $Cl$  値が約 10 カウントの減少、 $Cd$  値が約 3 カウントの増加により、 $L = W$  形状よりも  $L/D$  が減少した。しかし、図 6.9(a) から初期形状より  $L/D$  の向上した形状を得ることができていることが分かる。また、最適化計算も収束していることを確認でき、勾配法によって 28 ケース評価されていることが分かる。図 6.9(b) の制約条件の変化が激しい 1 ケースから 4 ケースを「case1-4」、図 6.9(c) の制約条件の変化が激しい 4 ケースから 17 ケースを「case4-17」、収束状態の 17 ケースから 28 ケースを「case17-28」とする。図 6.9(b) では、4 ケース目から制約条件が変化していないが、図 6.9(c) から、4, 7, 8, 10, 11, 13, 14, 16, 23, 25 ケースの 10 ケースが制約条件を超えていることが分かる。図 6.10(a) から、翼端長さは 0.3~0.6 付近、翼付け根長さは 0.3~0.4 付近、後退角は初期値からほとんど変化せず、翼胴境界位置は初期値より微増していることが分かる。翼端長さ、翼付け根長さ、後退角については 6.3 節と同じような傾向であることが分かる。また図 6.9 (c) と図 6.10(a), (b), (c) より制約条件を超える形状に関しては、目的関数の  $L/D$  が向上していても最適値として出力されないことが分かる。

図 6.11 の表面圧力分布を比較すると、スパン方向の長さを制限しているため、主翼形状に若干の違いが見られるが、上下面ともに大きな差異は見られなかった。また図 6.12 の  $C_p$  分布を比較すると、双方に違いはみられず、翼型形状についても違いは見られなかった。そこで翼面積について調査し、結果を表 6.5 に示し、各変数の位置関係を図 6.13 に示す。ここで、翼胴境界位置での翼弦長を  $cbp$ 、制約条件での翼面積を  $S$ 、胴体部分に含まれる翼面積を  $S'$ 、主翼面積を  $S-S'$  とする。 $ct$ ,  $cr$ ,  $bt$  は双方に大きな差はないため、翼面積はおおよそ等しいことが分かる。次に胴体部分に含まれる翼面積  $S'$  を比較すると約  $4[m^2]$  ほど Constraint bt 形状が広く、主翼面積は約  $3[m^2]$  ほど Constraint bt 形状が狭くなっていることが分かる。そのため、実際に揚力を発生する面積が小さくなることで、 $L = W$  と比較して  $Cl$  値が小さくなると考えられる。また、翼胴境界位置が増加することで、胴体部分が増加し淀み域が増えるため  $Cd$  値が増加したのではないかと考えられる。

以上の結果から、6.3 節と比較すると評価ケースは増加したものの、初期形状からほとんど変化していないことが分かった。また、スパン方向を制限して最適化計算を行う場合、 $n3$  の翼胴境界位置が増加すると揚抗比の向上に影響を及ぼすことが分かった。

そのため、翼洞境界位置は、キャビンを確認するための最小値とし、主翼面積を確認することが好ましいと考えられる。

表 6.4 空力性能の比較

	Cl	Cd	L/D
$L = W$	0.2823	0.0229	12.3424
Constraint bt	0.2814	0.0232	12.1407

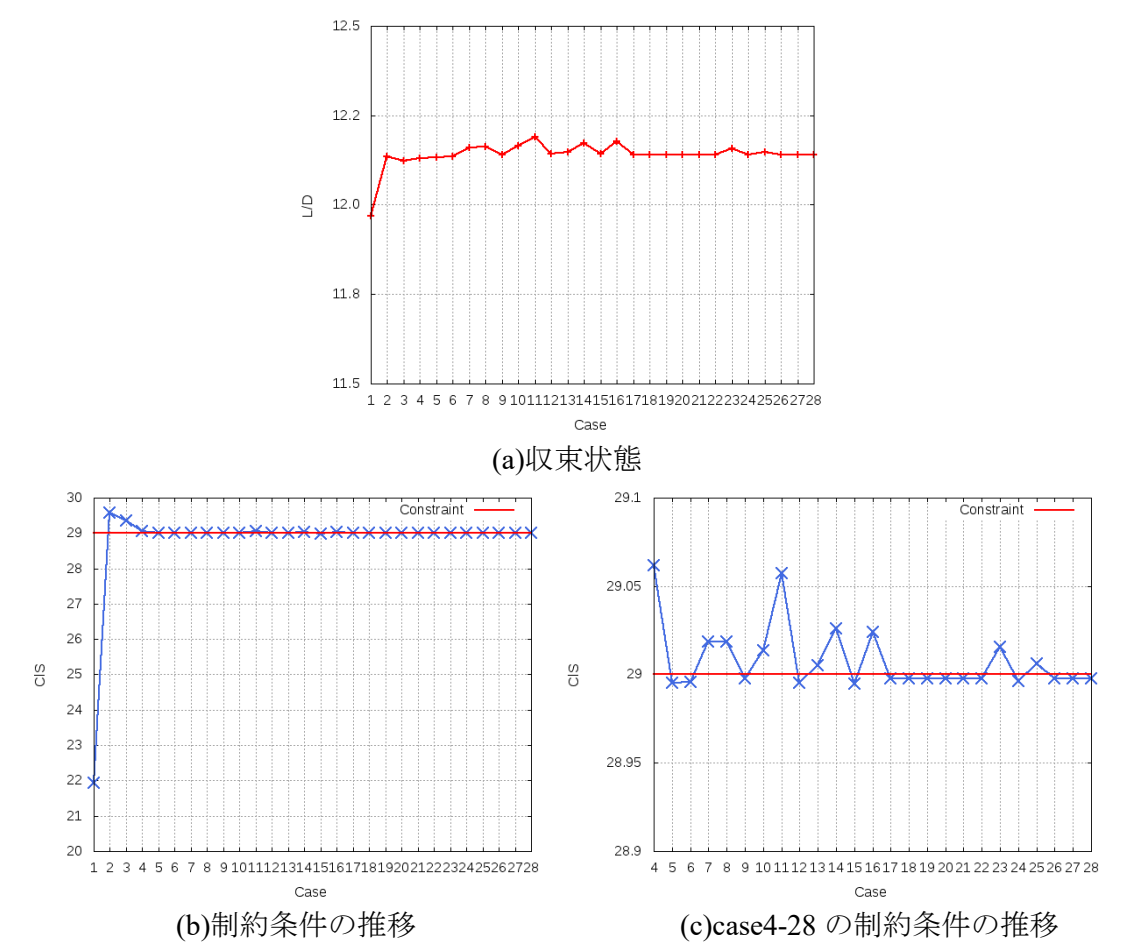
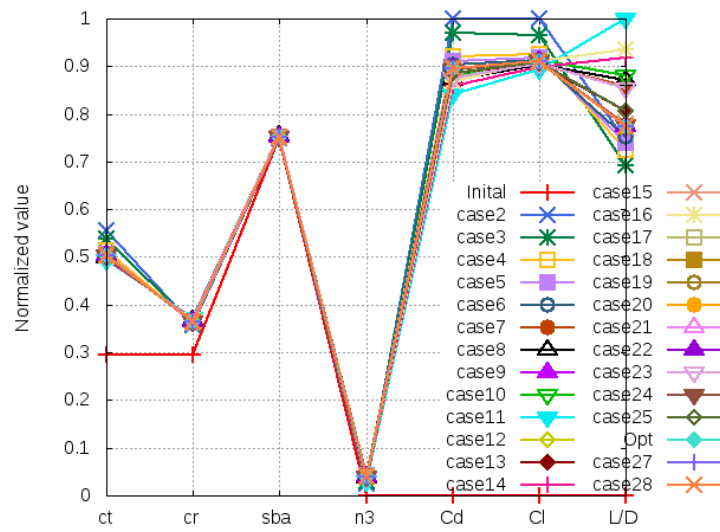
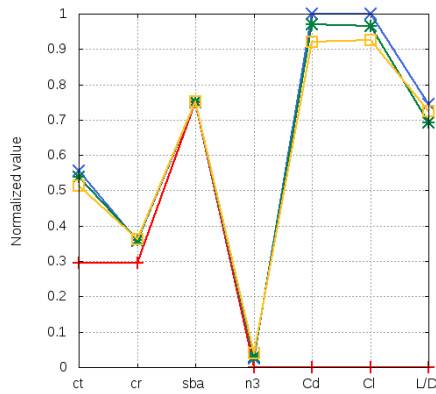


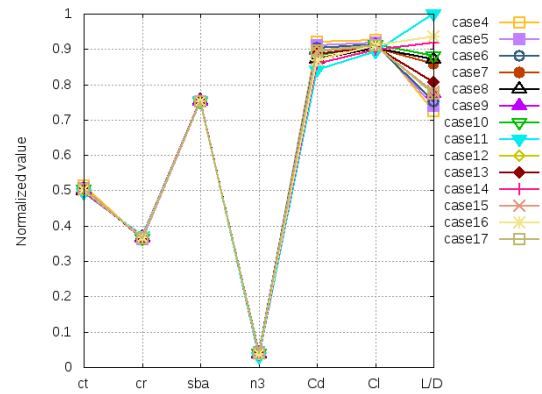
図 6.9 収束状態と制約条件の推移



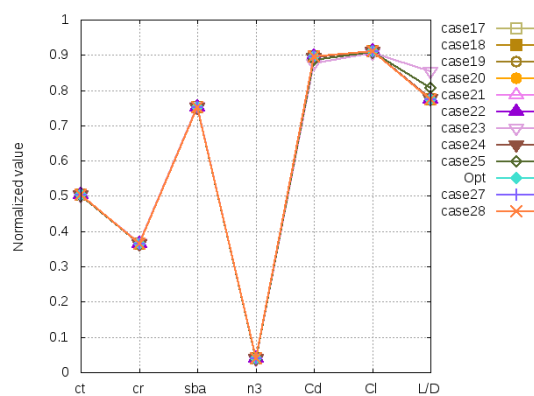
(a)case1-28



(a)case1-4



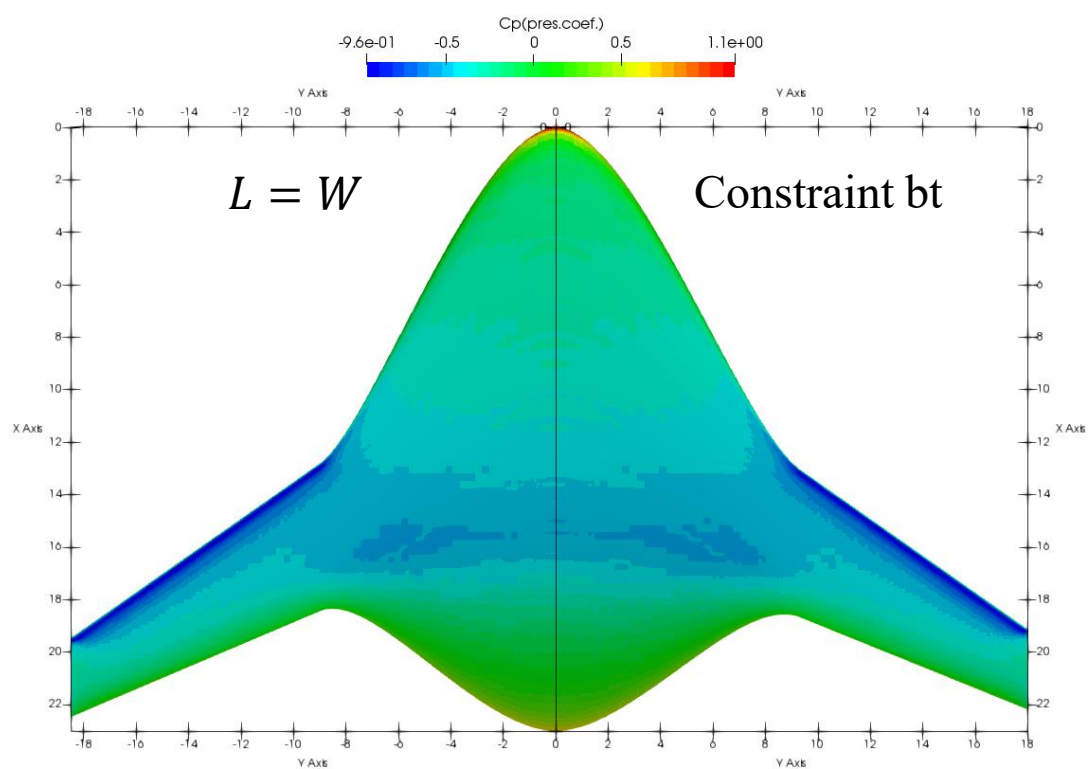
(b)case4-17



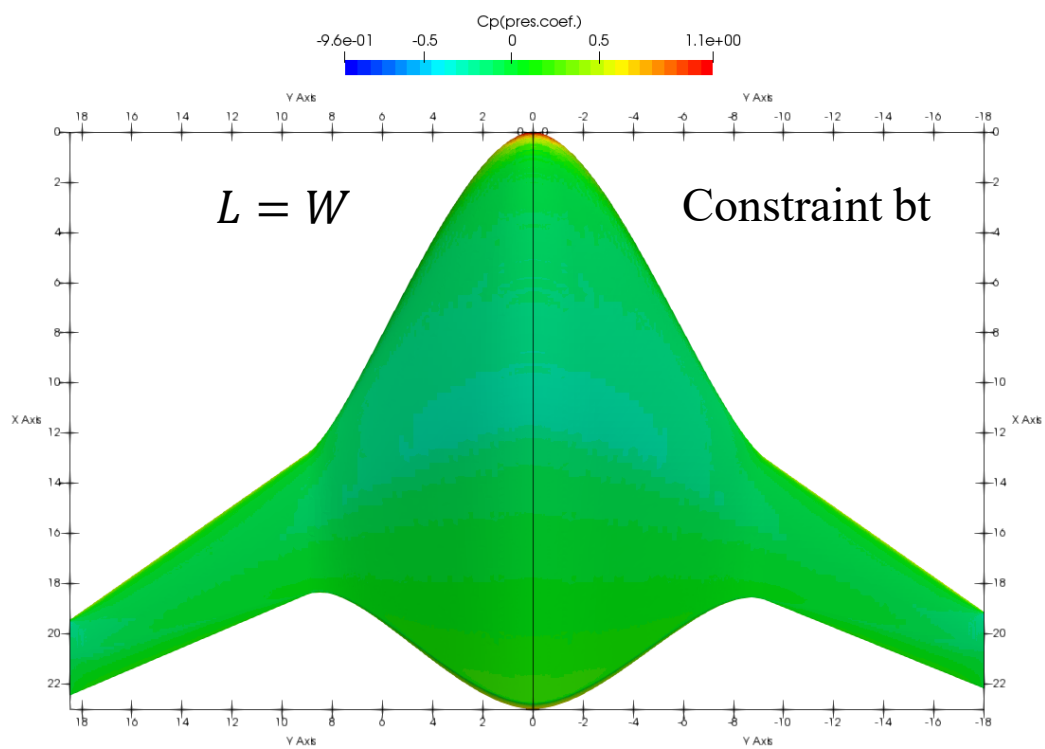
(c)case17-28

図 6.10 PCP による設計変数と目的関数の推移



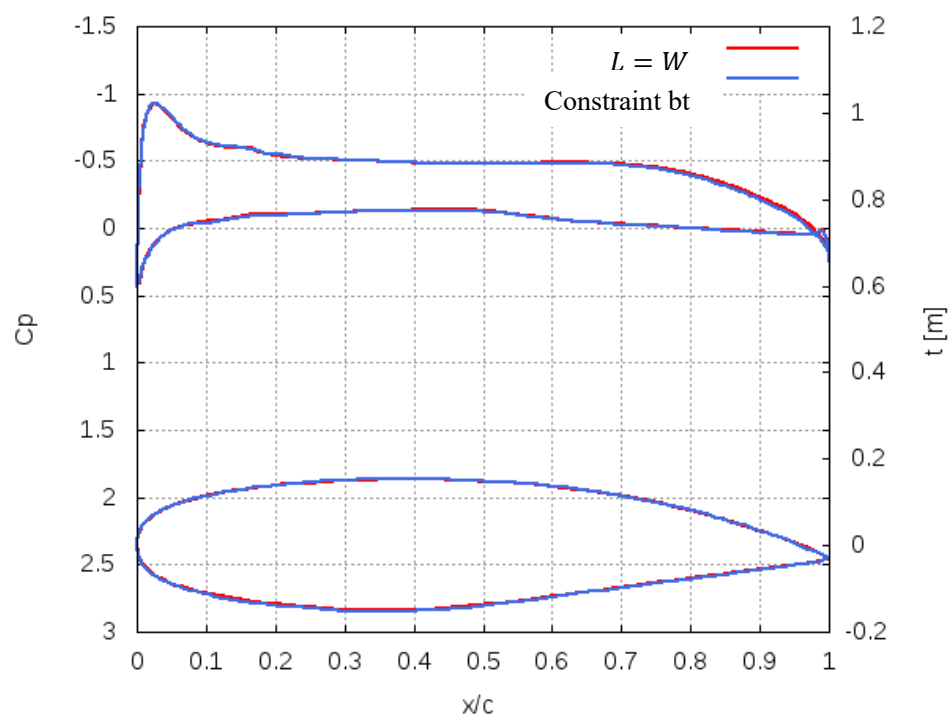


(a)上面側

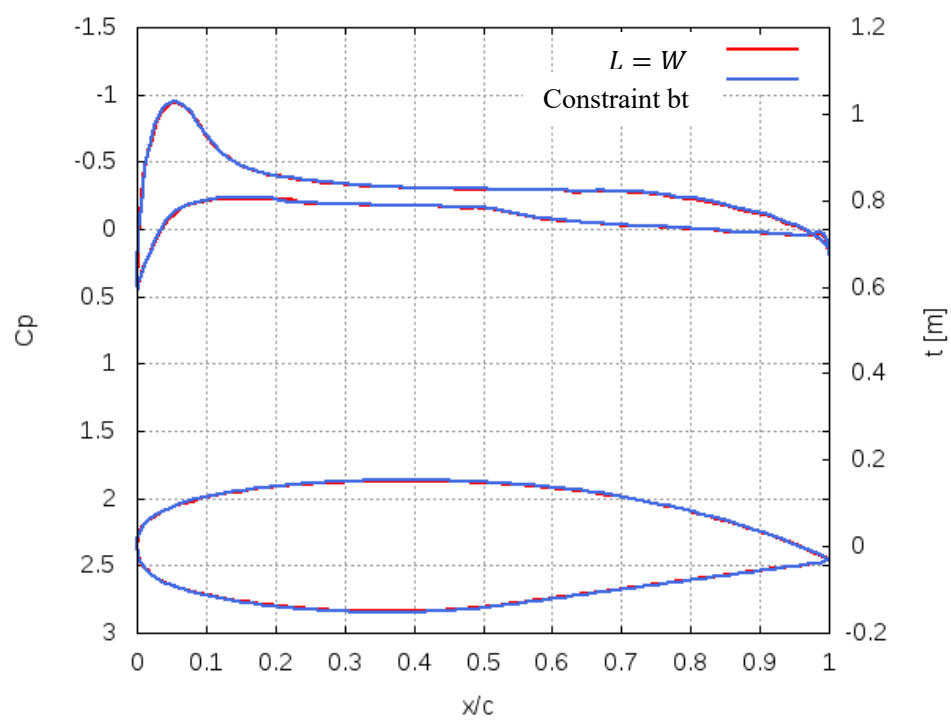


(b)下面側

図 6.11 表面圧力分布



(a)翼洞境界位置

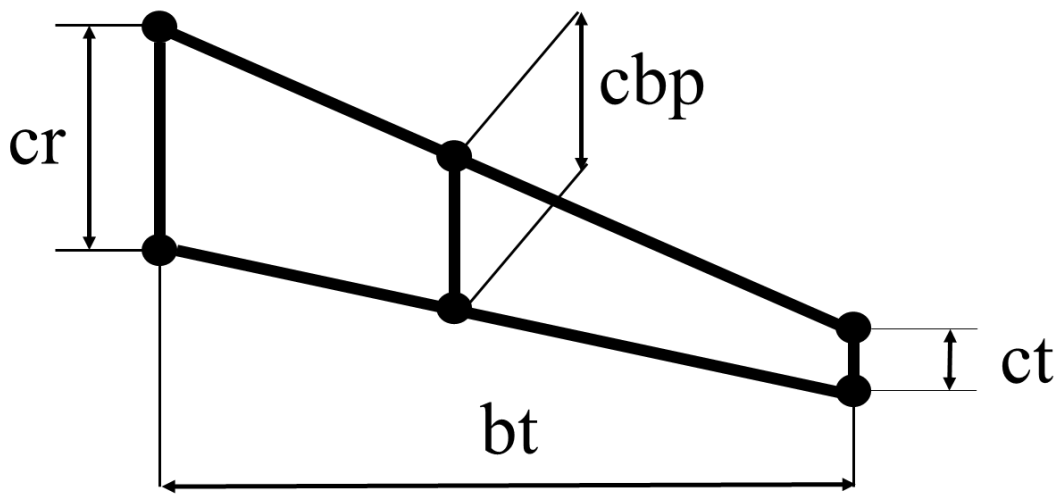


(b)99%位置

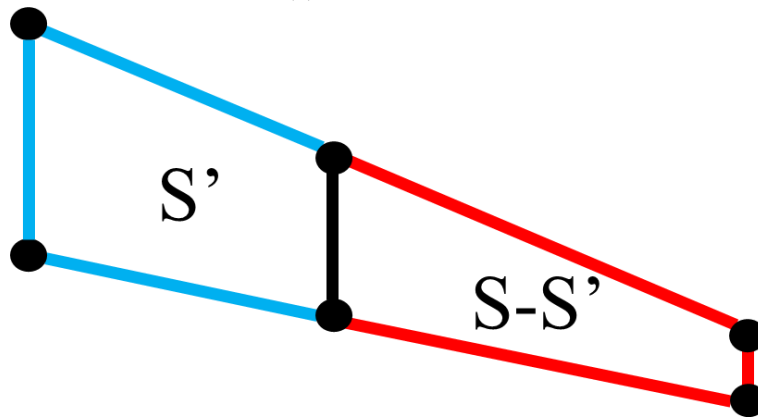
図 6.12  $C_p$  分布の比較

表 6.5 設計変数値と面積

ct	3.014824325	3.051824712
cr	8.103267441	8.396701628
bt	18.47923402	18
n3	9	9.323382971
cbp	5.629266	5.63197
S	102.7269098	103.0367371
S'	61.79640048	65.39733908
S-S'	40.93050932	37.639339802



(a)設計変数位置



(b)面積位置

図 6.13 位置関係図

## 第7章

### 結論

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、形状定義変数を 3 次元のものに拡張、ベジェ曲線と直線を用いた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。また、これらを用いて 800 人乗りの BWB 形状を参考に、100 人乗りのキャビンが必要空間とし、キャビンが含まれるような概念形状を設定した。

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の対称翼である SC(2)-0012 とキャンバーのついた SC(2)-0712 との比較を行った。SC(2)-0012 翼は、上下面においてコード長の 60%位置から順圧力勾配となっており、上下面にほとんど圧力差が生まれていないことが分かった。一方で SC(2)-0712 翼は、上面側ではコード長の 70%位置、下面側では 50%位置から順圧力勾配となっており、上下面に圧力差が生まれやすいことが分かった。BWB 形状は胴体部分も翼型形状であるため、対称翼である SC(2)-0012 翼ではなく、キャンバーを持った SC(2)-0712 翼のような翼型をスパン方向に分布させることは有効であると分かった。

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 BWB 形状は軽量で済むことが分かった。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ため、リージョナルジェット機のような地域内を飛び、滑走路の距離が短い傾向にある地方空港等に着陸するような小型機に対して、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といったことを示すことができた。

最適化計算にあたり、モデル化を行い、重量推算から小型機向けの制約条件を設けることができ、小型 BWB 旅客機の形状探索を行うことができた。制約条件が等号条件の際は、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、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、探索範囲が狭いことが分かった。次に、探索範囲を拡大させることを狙い、不等号条件による形状探索を行った。その結果、等号条件の際よりも、さらに主翼面積を広げる形状となり、空力性能を改善することができた。しかし、得られた解はスパン方向が設計空間の最大値となり、スパン方向の長さが従来の中型機ほどの大きさとなった。そのため次に、スパン方向の長さを制限した形状探索を行った。その結果、翼胴境界位置が増加することで、実際に揚力を発生する面が減少するため、初期形状よりも空力性能は向上したが、他の解と比較すると劣る解を得た。そのため、スパン方向を制限する差には、キャビンを確保するための最小値とし、主翼面積を確保することが好ましいと考えられる。

本研究では、従来機と比較し、ペイロードを増加させ、揚抗比を向上させた小型 BWB

旅客機の形状探索に対し、スクリプトによる各計算要素の統合と自動化、形状表現法、制約条件の設定方法など、一連の形状探索の手法を示し、小型 **BWB** 旅客機の形状の例を示すことができたのではないかと考えられる。しかし、さらに空力性能の改善が必要であり、小型 **BWB** 旅客機に最も適した形状ではない可能性もある。そのため、最適化手法の変更や、設計変数に他の形状定義変数を含めた形状探索も必要である。また、形状定義変数を 3 次元に拡張することで、翼の上下位置や上反角を調整することができる。上反角はローリングの安定性に寄与するため、これらを設計変数として含むことで、揚抗比のみならず、横揺れ等の性能向上にも適用が可能であり、よりよい空力性能を持つ形状を得ることが期待できる。本研究にて構築した形状探索手法を応用すれば、**BWB** 形状の潜在的な長所を最大化し、ペイロードを増加させ、尚且つ高い揚抗比を持った小型 **BWB** 旅客機の形状を創出することも可能である。

## 謝辞

本研究を行うにあたり、高知工科大学、荻野要介 講師には多くのご指導を賜りました。毎週の超音速班ミーティングでは様々な観点からご助言を頂き、研究を導いて下さいました。また、様々なゼミ、発表練習などにおいても懇切丁寧にご指導を頂きました。大変感謝致します。

高知工科大学、野崎理 教授には全体報告会において様々なご指摘を頂き、私自身のテーマをより深く考える機会となりました。厚く御礼申し上げます。

高知工科大学、高坂達郎 准教授には修士中間発表会においてご指摘を頂き、他の研究室に所属しているにも関わらず、様々なご助言を頂きました。厚く御礼申し上げます。

航空エンジン超音速流研究室の超音速班メンバーの廣原和希 君、豊田有里 さん、砂辺一行 君、青景壮真 君、秋田智也 君、田村北斗 君、瀧日葵 君にはミーティングでの議論を通し、研究を進める糸口を掴むことが何度となくありました。本当にありがとうございました。他の班のメンバーにおいても、全体ゼミを通しご助言を頂きありがとうございました。

本研究での空力データ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」を利用することで得られたものである。関係各位に謝意を表します。

最後に、学生生活を不自由なく過ごさせて頂いた両親、週末に様々な場所に一緒に出掛け楽しい時間を過ごさせて頂いた呉田真衣さんに心から感謝いたします。本当にありがとうございました。

## 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) R. H. Liebeck, "Design of the blended wing body subsonic transport", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, pp. 10-25, 2004.
- (5) 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", JSASS-2009-5040, 2009.
- (6) 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.
- (7) NASA, "Sunset with X-48B on Rogers Dry Lake",  
<https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/X-48B/ED06-0201-1.html>,  
(last accessed on 6th, February, 2020)
- (8) 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.
- (9) E. Shima, K. Kitamura, and T. Haga, "Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grid", *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 11, pp. 2740-2747, 2013.
- (10) 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.
- (11) V. Venkatakrishnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters", *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, pp. 120-130, 1995.
- (12) O. S. Menshov, and Y. Nakamura, "Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization", 第 9 回数値流体シンポジウム, pp. 123-124, 1995.
- (13) E. Cuthill, and J. Mckee, "Reducing the Bandwidth of Sparse Symmetric Matrices", Proceedings of the 1969 24th National Conference, New York, pp. 157-172, 1969.
- (14) V. V. Rusanov, "The calculation of the interaction of nonsteady shock waves and obstacles", *Zh. vych. Fiziki*, Vol. 1, pp. 267-279, 1961.

- (15) G. N. Vanderplaats, “Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: with Applications”, McGraw-Hill, Inc., New York, 1984.
- (16) OpenSCAD, “OpenSCAD – The Programmers Solid 3D CAD Modeler”,  
<https://www.openscad.org/>, (last accessed on 9th, February, 2020)
- (17) Sandia National Laboratories, “Dakota | Explore and predict with confidence”,  
<https://dakota.sandia.gov/>, (last accessed on 9th, February, 2020)
- (18) 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.
- (19) Griffin, “Intelligent Control for Drag Reduction on the X-48B Vehicle”, AIAA Guidance,  
Navigation, and Control Conference, pp. 1-12, 2011.
- (20) J. Roskam, “Airplane Design, Part I, Preliminary Sizing of Airplanes”, DAR corporation,  
1985.
- (21) 李家 賢一, “航空機設計法－軽飛行機から超音速旅客機の概念設計まで－”, コロナ社,  
2011.
- (22) R. H. Liebeck, M. A. Page, and B. K. Rawdon, “Blended-Wing-Body Subsonic  
Commercial Transport”, AIAA Paper 98-0438, 1998.
- (23) 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.
- (24) 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.
- (25) 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.
- (26) 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.