

2022（令和4）年度 修士学位論文

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

2023年3月3日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻
航空宇宙工学コース

1225027 板谷 匠海

指導教員 荻野 要介, 野崎 理

目次

第1章	序論	1
1.1.	研究背景	1
1.1.1.	温室効果ガス削減に向けた動き	1
1.1.2.	翼洞融合機の特徴	1
1.1.3.	翼洞融合機の小型化と形状最適化	2
1.2.	研究目的	3
1.3.	本論文の構成	3
第2章	数値計算法	4
2.1.	最適化手法	5
	ベイズ最適化	5
2.1.1.	実験計画法	5
2.1.2.	関数分布の推定手法	6
2.1.3.	獲得関数	7
2.2.	流体の支配方程式	7
2.3.	流体の数値計算法	8
2.3.1.	空間離散化	8
2.3.2.	非粘性流束	9
2.3.3.	再構築法と制限関数	9
2.3.4.	時間積分法	10
第3章	翼洞融合形状の定義と問題設定	14
3.1.	形状定義変数	14
3.2.	形状表現方法	15
3.3.	概念形状	17
3.4.	流体の計算条件	20
3.4.1.	主流条件	20
3.4.2.	計算格子	20
3.4.3.	境界条件	21
第4章	小型BWB旅客機の形状最適化計算	23
4.1.	目的関数と制約条件	23
4.2.	設計変数	23
4.3.	最適化条件	25
4.4.	結果	25
4.4.1.	収束確認	25
4.4.2.	最適形状	26
4.4.3.	表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較	28
4.4.4.	Cp線図の比較	31
4.5.	最適化結果と考察	33
第5章	胴体断面翼型形状の検討	34
5.1.	検討翼型形状の諸元	34
5.1.1.	翼型断面形状	34
5.1.2.	翼洞境界位置の設定	35
5.2.	比較翼型の検討結果	36
5.2.1.	空力係数評価	36

5.2.2.	表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較.....	37
5.2.3.	Cp 線図の比較.....	41
5.3.	検討結果と考察.....	43
第6章	ウイングレットの形状最適化計算.....	44
6.1.	ウイングレットの形状.....	44
6.1.1.	ウイングレットの形状定義変数.....	44
6.1.2.	形状表現法.....	45
6.2.	目的関数と制約条件.....	46
6.3.	設計変数.....	47
6.4.	最適化条件.....	48
6.5.	結果.....	49
6.5.1.	収束確認.....	49
6.5.2.	最適形状.....	51
6.5.3.	表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較.....	53
6.5.4.	Cp 線図の比較.....	57
6.6.	ウイングレット形状の最適化結果と考察.....	59
第7章	最適結果の統合と有用性の確認.....	60
7.1.	形状の統合.....	60
7.2.	統合形状での空力性能評価.....	62
7.2.1.	表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較.....	63
7.2.2.	翼上面付近の衝撃波の可視化.....	66
7.2.3.	Cp 線図の比較.....	68
7.3.	粘性を考慮した空力性能評価.....	70
7.3.1.	数値計算法.....	70
7.3.1.1.	流体の支配方程式.....	70
7.3.1.2.	乱流モデル.....	72
7.3.1.3.	粘性流束計算.....	73
7.3.1.4.	勾配計算法.....	73
7.3.2.	流体計算条件.....	74
7.3.2.1.	主流条件.....	74
7.3.2.2.	計算格子.....	74
7.3.2.3.	境界条件.....	75
7.3.3.	L/D 結果.....	76
7.3.3.1.	表面圧力係数分布の比較.....	76
7.3.3.2.	衝撃波と流線の可視化.....	78
7.3.3.3.	Cp 線図の比較.....	80
7.4.	揚力の算出.....	82
第8章	結論.....	83
	参考文献.....	85
	謝辞.....	88

第1章 序論

1.1. 研究背景

1.1.1. 温室効果ガス削減に向けた動き

近年、世界各地において天候の異常現象が多発しており、その原因の一つとされる温室効果ガスの排出を全体としてゼロにする「カーボンニュートラル」を 2050 年までに目指すことが各国で宣言されている。2020 年度における日本の温室効果ガス総排出量は 11.5 億トンであり、COVID-19 の影響がある可能性はあるが、1990 年度以降最小の値であり、また 3 年連続でも最小を更新している⁽¹⁾。しかしながら、「カーボンニュートラル」達成までには長い道のりがある。そうした状況の中で、国内航空分野の占める割合は、排出量が 500 万トンと全体の 2.8%程度となっている⁽²⁾。航空機運航分野においても CO₂ 総排出量の削減のために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進められている⁽³⁾。航空機メーカーも低燃費である環境性能の良い航空機の開発が求められ、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、胴体と翼がなめらかに一体化した形状である。この形状は McDonnell Douglas 社の Dr. Liebeck が率いる空気力学者のグループ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⁽⁴⁾、NASA や Boeing 社などのよって研究⁽⁵⁾や実証実験⁽⁶⁾が進められている。Airbus 社は翼胴融合機である水素推進機のコンセプトモデルを発表し(図 1.1)、2035 年までに実用化を目指すとしている⁽⁷⁾。

1.1.2. 翼胴融合機の特徴

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、濡れ面積を少なくしている。大型の翼胴融合形状の場合は、同程度の乗客数の TAW と比べ、濡れ面積が 33% 少なくなると Liebeck ら⁽⁸⁾によって報告されている。胴体部においても揚力を得られることから、全体として 20 近い揚抗比を得ることができ、これは TAW が 18 程度であることを考えると、高い揚抗比であるといえる。そのため、離着陸時の速度を低下させることができ、従来機と比べて離着陸時における騒音が低減されると Hileman ら⁽⁹⁾によって報告されている。また、胴体部で得られる揚力によって翼部のみに揚力が集中しないことから、翼にかかる構造的負荷が小さくなり、機体全体として構造重量の低減にもつながる。胴体と翼の一体化により、横広な客室を配置することができ、積載体積の増加や貨物機であれば積載物形状の制限が少なくなることも期待される。ただし、実用化や量産化を考えた場合、解決すべき課題もあり、エンジンマウント位置による空力性能の変

化⁽¹⁰⁾やメンテナンス性の低下、旋回時における翼端側の客席にかかる力の増加、なめらかな曲線で描かれる 3 次元形状の製造の困難さなどが挙げられる。

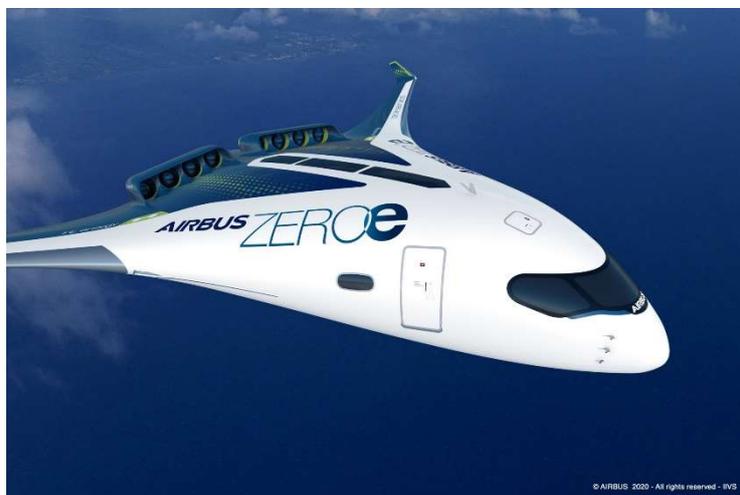


図 1.1 Airbus が発表したゼロエミッションコンセプトモデル⁽¹¹⁾

1.1.3. 翼胴融合機の小型化と形状最適化

翼胴融合形状による空力性能の向上や積載体積の増加などの利点は提唱された大型機に限らず、中型機や小型機にも適すると期待できる。空力性能の向上は燃費改善につながり、積載体積の増加は一度に輸送できる量が従来小型機と比較して増加するため輸送コストの低減にも貢献できる。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。また、小型機として地方空港での利用を想定すると、短スパン長など機体規模が小さい方が好ましい。奈良ら⁽¹²⁾は翼胴融合形状である 150 人乗りリージョナルジェットのプロトタイプ概念設計を行い、航続距離とペイロードを従来機と同等として重量推算および数値流体力学(Computational Fluid Dynamics : CFD)による空力性能評価を行った結果、従来機と比べ重量が小さく高い揚抗比となる形状が得られたと報告している。また、圓谷ら⁽¹³⁾は概念設計手法を用い、大型機において同等の設計要求の下で翼胴融合機と従来機の概念設計を行い、揚抗比の向上による燃料消費の軽減を確認したと報告した。しかし、翼胴融合形状である小型機的设计例は少ない。

適した翼胴融合形状を効率的に得るためには、形状最適化による計算が有用であり、形状の空力性能評価には CFD が適する。航空機の最適化としては翼胴融合機の形状最適化⁽¹⁴⁾や、翼端形状の最適化⁽¹⁵⁾、翼型形状の最適化⁽¹⁶⁾など多くの研究例がある。翼胴融合機の最適化に関する研究はさまざまな機体サイズにおいて、抵抗が低減したとの報告が多くある。Lyu ら⁽¹⁷⁾は大型翼胴機に対して、最適化アルゴリズムの SNOPT(Sparse Nonlinear optimization)を適用して形状最適化計算を行い、CFD によって空力性能を評価した。その結果、機体上面での衝撃波が緩和され抵抗が低減したと報告した。埴田ら⁽¹⁸⁾は 150 人乗り翼胴融合機に対して、2 次元翼型の形状最適化を行い、得られた最適形状を翼胴融合機に適用させた。最適化計算には遺伝的アルゴリズムを用いており、結果

として翼前縁の衝撃波低減により、20を超える揚抗比となる形状を得たと報告した。

翼胴融合機は形状の自由度が高い反面、形状の変化量を定量的に評価しづらい。また、最適化アルゴリズムは、その手法によって収束性が高いが局所解を得てしまう可能性や、収束性の低さにより計算時間の増大を招くことがある。先行研究において唐澤ら⁽¹⁹⁾は、100人乗り小型翼胴融合機の形状概念を検討し、外形形状を定義した。その検討結果より小型翼胴融合機のスパン方向翼型選定を行った。その後、機体全体に対して揚抗比の最大化を目的とし、勾配法を用いて空力形状最適化を行った。

1.2. 研究目的

本研究では、翼胴融合機を小型旅客機に適用した場合、十分な空力性能を得られるか調査することを目的とする。小型翼胴融合機の形状を定義し、揚抗比の最大化を目的とした形状最適化計算を行う。最適化計算にはベイズ最適化を適用し、空力性能評価にはCFDを用いる。機体形状の変化と空力性能の違いを考察し、提案小型翼胴融合機の有用性について示す。

1.3. 本論文の構成

本論文の各章の概要、構成は以下のとおりである。第1章では、本研究の背景及び目的を示した。第2章では、本研究で用いた数値計算法を示す。第3章では、翼胴融合形状の定義と表現方法を示す。第4章では、小型翼胴融合機の形状最適化計算の結果をまとめる。第5章では、胴体断面形状の検討結果をまとめる。第6章では、ウィングレットに関する検討結果をまとめる。第7章では、本研究で得られた結果をまとめる。第8章では、本研究で得られた結論を述べる。

第2章 数値計算法

本章では、まず使用した各ソフトウェアの説明を行う。その後、最適化計算の流れを示し、各ソフトウェアで使用した計算手法について述べる。

最適化計算は Python ライブラリである「GPyOpt」⁽²⁰⁾をベースに作成した。計算対象である BWB 形状の 3DCAD データ生成には、スクリプト言語を用いたオープンソース 3DCAD ソフトウェアである「OpenSCAD」⁽²¹⁾を用いた。計算格子生成には、宇宙航空研究開発機構(Japan Aerospace eXploration Agency : JAXA)開発の六面体ベースの非構造格子自動生成ツールである「HexaGrid」を用いた。空力性能である揚抗比を評価するための流体計算には、JAXA 開発の圧縮性流体解析ソルバである「FaSTAR」を用いた。これらの各ソフトウェアをシェルスクリプトと Python により連携させることで、連続的かつ自動的に最適化計算が実行できる環境構築を行った。一連の最適化計算が収束すれば、計算開始から終了まで一切の操作を必要なく、最適形状を得ることが可能である。

最適化計算のフローチャートを図 2.1 に示す。最適化計算はベイズ最適化を用いて行う。はじめに実験計画法により、サンプル点を生成する。得られたサンプル各点において CFD を行い、目的関数値を取得し、これをサンプルデータとする。サンプルデータは実験計画法によって生成された各設計変数値と、それにより生成された BWB 形状に対して、CFD を行うことによって得られる目的関数値のデータの集合である。本論文において、設計変数は BWB 形状を決定する形状定義変数(3 章参照)であり、目的関数は設計変数より生成された BWB 形状の空力性能である揚抗比とする。得られたサンプルデータを用いて最適値探索を開始する。まずガウス過程回帰を行い、目的関数の推定分布を生成する。生成された推定された推定分布に対して、獲得関数を用いて最適と推定される設計変数値を決定する。その設計変数を用いて BWB 形状を生成し CFD を行うことで、目的関数値を得る。その後、収束判定を行い、収束と判定されればその形状が最適形状である。収束と判定されなければ、得られた設計変数値と目的関数値をサンプルデータに加えて、改めてガウス過程回帰を行う。これを収束と判定されるまで繰り返し行うことで、最適形状を得る。以下に、ベイズ最適化のアルゴリズムを示す。

- 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 BWB 形状を生成、CFD により目的関数値を取得。
- Step 2. サンプルデータにより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 により目的関数値を取得。
- Step 5. 収束判定を行い、収束ならば Step 4 での形状が最適形状、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。

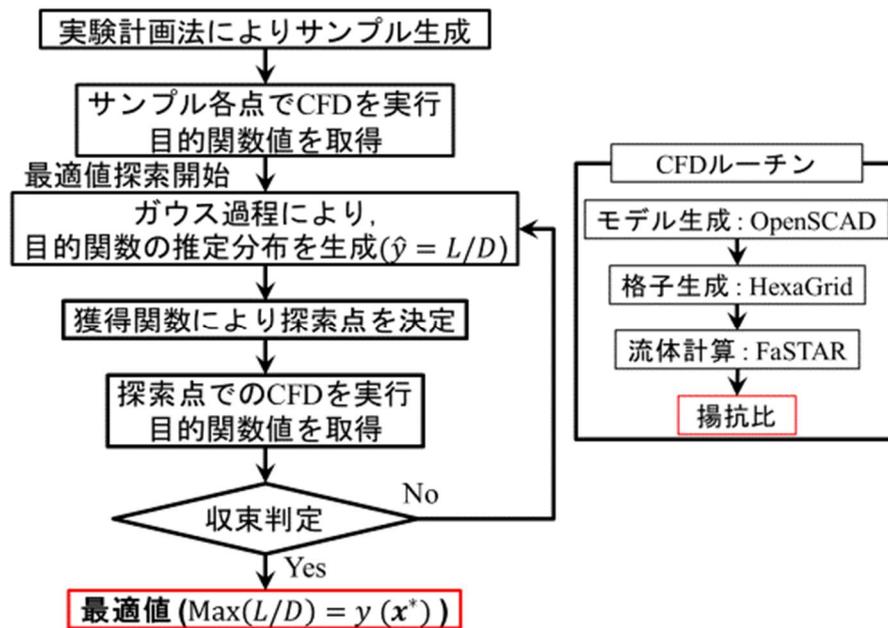


図 2.1 最適化計算フローチャート

2. 1. 最適化手法

ベイズ最適化

最適値探索にベイズ最適化⁽²²⁾を適用する。この最適化手法はベイズの定理を用いた確率的な最適化手法であり、目的関数に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。特に目的関数の評価に大きなコストがかかる場合や目的関数自体が得られない場合において利便性が高い。

2. 1. 1. 実験計画法

本章冒頭で示した最適化計算を実行するにあたり、計算時間の大部分は CFD による空力性能評価である。最適化計算のはじめに行うサンプル取得は、サンプル数を増やせば計算時間の増大につながり、サンプル数が少なければ最適値探索での収束性の悪さや局所解に陥る可能性がある。そこで必要最低限のサンプルを効率的に得るために実験計画法を用いた。実験計画法とは、ある設計変数の設計空間において、限られたサンプルを用いて、より強い影響を持つ設計変数を見つけ出す手法である。

本研究では、この実験計画法にラテン超方格法(Latin hypercube Sampling: LHS)⁽²³⁾を用いる。LHS 法は多変数層別サンプリング手法で、設計変数のすべての水準が他の変数の水準に対して重複することなく割り当てられる。式(2.1)のように示され、 k はサンプル数、 n は設計変数の数、 U は $[0, 1]$ を満たす一様な乱数、 π は $0, 1, \dots, k - 1$ までの連続したランダム順列、 j は次元インデックス、 i はサンプルの値である。

図 2.2 に例を示す．例では 2 変数に対してサンプル点を 4 点とした場合，各変数の変域を 4 分割し，その中で重複することなくランダムにサンプル点が分配されることを示している．

$$x_j^{(i)} = \frac{\pi_j^{(i)} + U_j^{(i)}}{k} \quad \text{for } 1 \leq j \leq n \text{ and } 1 \leq i \leq k \quad (2.1)$$

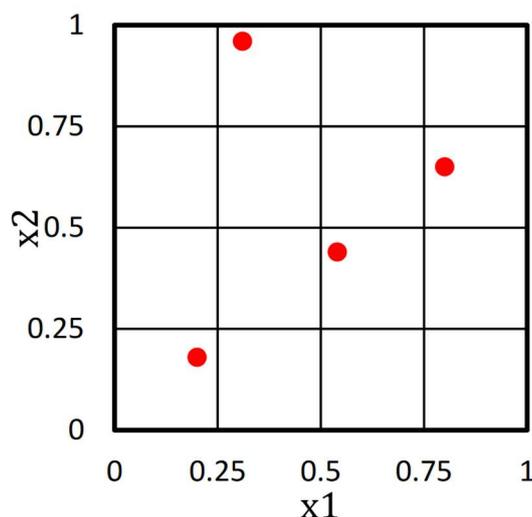


図 2.2 ラテン超方格法の例 (変数：2，サンプル数：4 の場合)

2.1.2. 関数分布の推定手法

実験計画法で得られた結果から目的関数の推定分布を生成し，その推定分布に対して最適値探索を行うことで計算コストの低減を図った．本来，BWB 形状の形状定義変数 (3 章参照) を変数とした目的関数は知られていない．目的関数の分布を推定し，その推定された目的関数の分布に対して最適値探索を行うことで計算コストを低減させつつ，大域的最適値を得ようとした．

本研究では，ガウス過程回帰⁽²⁴⁾を用いて目的関数の分布を推定する．ガウス過程は，任意の入力ベクトルに対応する出力ベクトルが多変量ガウス分布に従うときに，その出力はガウス過程に従うという，多次元ガウス分布である．ガウス分布は正規分布とも呼ばれる．このガウス過程を用いて目的関数値を推定し，目的関数の分布を推定することがガウス過程回帰である．

例えば，入力 \mathbf{x} ，出力 \mathbf{y} である N 個の観測値があり，その入力と出力が次のような関係があるとする．

$$\mathbf{y} = f(\mathbf{x}) \quad (2.2)$$

\mathbf{y} の平均を $\mathbf{0}$ とし，関数 f が平均 $\mathbf{0}$ のガウス過程から生成されているとすると次式のようにかける．

$$f \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, k(\mathbf{x}, \mathbf{x}')) \quad (2.3)$$

$\mathbf{y} = (y_1, y_2, \dots, y_N)^T$ とおけば， \mathbf{y} はガウス分布に従う．入力のすべてのペア $(\mathbf{x}_N, \mathbf{x}'_N)$ についてカーネル関数 $k(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ を用いて， $K_{nn'} = k(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ で与えられるカーネル行列 \mathbf{K} を使う

と次式が成り立つ.

$$\mathbf{y} \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{K}) \quad (2.4)$$

カーネル関数は、その二点間(式(2.4)における $(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$)の類似度を測る関数である. 新たな入力 \mathbf{x}^* に対して、それに対応する出力 y^* を含めた出力ベクトルを $\mathbf{y}^* = (y_1, \dots, y_N, y^*)^T$ とする. 入力 $\mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_N, \mathbf{x}^*$ から計算される $(N+1)(N+1)$ 次元のカーネル行列を \mathbf{K}' とすれば、これは全体がガウス分布に従うから

$$\mathbf{y}' \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{K}') \quad (2.5)$$

となる. 以上のようにガウス過程によって推定分布が求められ、その分布は平均と標準偏差で構成される.

2.1.3. 獲得関数

ガウス過程回帰より得られた目的関数の推定分布は、推定値の平均と標準偏差を持つ. これらの結果を用いて目的関数のうち、最適と推定される目的関数値の設計変数を決定する必要がある. そのために獲得関数を用いる. 獲得関数は探索と活用という相反する特性を持つ. 探索はサンプル密度が低く観測値が少ない領域を、高い目的関数値が観測される可能性があるとして評価し、活用はすでにサンプル密度が多く数多くの観測値を得ている領域を、設計変数をさらに細かく変化させることで高い目的関数値が観測される可能性があるとして評価する. この割合によって、大域的最適値を得る、または局所的最適値ではあるが収束が早いなど、収束性と最適結果を左右するものである.

本研究では下側信頼性限界(Lower Confidence Bounds : LCB)⁽²⁵⁾を用いた.

$$\mathbf{x}_t = \operatorname{argmax} \mu_{t-1}(\mathbf{x}) + \beta_t^{1/2} \sigma_{t-1}(\mathbf{x}) \quad (2.6)$$

最適と推定される目的関数値を得られる設計変数値 \mathbf{x}_t を求める. ここで $\mu_{t-1}(\mathbf{x})$ は推定分布により得られた目的関数値の平均値であり、 $\sigma_{t-1}(\mathbf{x})$ は目的関数値の標準偏差である. また、 $\beta_t^{1/2}$ はトレードオフ係数であり、この値が大きい場合、探索を重点的に行い、小さい場合は活用に重きがおかれる. t はイテレーションの数を示し、 t 回目のイテレーションでは、 $t-1$ 回目の目的関数の平均と標準偏差値が用いられる.

2.2. 流体の支配方程式

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.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dv + \int_S \mathbf{F}(\mathbf{Q}) ds = 0 \quad (2.7)$$

ここで、 \mathbf{Q} は保存量ベクトルで、 \mathbf{F} は非粘性ベクトル、 ds は面積の絶対値を持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.

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{pmatrix} \mathbf{i} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{pmatrix} \mathbf{j} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \end{pmatrix} \mathbf{k} \quad (2.9)$$

ここで、 ρ 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、 ρ, e, p の関係は比熱比を γ 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。

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (2.10)$$

γ は空気の場合、 $\gamma = 1.4$ である。

2.3. 流体の数値計算法

2.3.1. 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。流束の発散量は、セル境界各面での垂直方向の流束と面積の積分値で評価する。

$$\int_S \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot d\mathbf{s} = \sum_{kmax} [\mathbf{F}_k(\mathbf{Q}) \cdot d\mathbf{s}_k] \quad (2.11)$$

ここで、 k は各面の番号を示し、要素の面の数だけある。例えば、四面体セルでは $kmax = 4$ である。また各流束は以下のように与えられる。

$$\mathbf{F} \cdot d\mathbf{s} = (f_x n_x + f_y n_y + f_z n_z) S = \mathbf{T}^{-1} \mathbf{T} (f_x n_x + f_y n_y + f_z n_z) S = \mathbf{T}^{-1} \mathbf{F}_n S \quad (2.12)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_x & n_y & n_z & 0 \\ 0 & t_{1x} & t_{1y} & t_{1z} & 0 \\ 0 & t_{2x} & t_{2y} & t_{2z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\mathbf{F}_n = \begin{bmatrix} \rho u_n \\ \rho u_n^2 + p \\ \rho u_n u_{t1} \\ \rho u_n u_{t2} \\ (e+p)u_n \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$\mathbf{T}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_x & t_{1x} & t_{2x} & 0 \\ 0 & n_y & t_{1y} & t_{2y} & 0 \\ 0 & n_z & t_{1z} & t_{2z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

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.

$$\mathbf{Q}_n = T\mathbf{Q} \quad (2.16)$$

$$\begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_n \\ \rho u_{t1} \\ \rho u_{t2} \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_x & n_y & n_z & 0 \\ 0 & t_{1x} & t_{1y} & t_{1z} & 0 \\ 0 & t_{2x} & t_{2y} & t_{2z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

\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量ベクトル, \mathbf{Q} は全体座標での保存量ベクトルである. 式(2.14)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} を用いて求める.

$$\mathbf{F}_n = \mathbf{F}_n(\mathbf{Q}_{na}, \mathbf{Q}_{nb}) \quad (2.18)$$

2.3.2. 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⁽²⁶⁾を採用する. 質量流束に Roe の手法を応用している.

$$\mathbf{F}_n = \frac{\dot{m} + |\dot{m}|}{2} \begin{pmatrix} 1 \\ u \\ H \end{pmatrix}_b + \frac{\dot{m} - |\dot{m}|}{2} \begin{pmatrix} 1 \\ u \\ H \end{pmatrix}_a + \begin{pmatrix} 0 \\ \tilde{p} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.19)$$

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.

$$\dot{m} = \frac{1}{2} \left\{ \rho_b (u_b + |\bar{u}|_b) + \rho_a (u_a - |\bar{u}|_a) - \frac{\chi}{\bar{c}} \Delta p \right\} \quad (2.20)$$

ここで,

$$\begin{aligned} \chi &= (1 - \hat{M})^2, \quad \hat{M} = \min \left(1, \frac{1}{\bar{c}} \sqrt{\frac{u_b^2 + u_a^2}{2}} \right) \\ |\bar{u}|_{a,b} &= (1 - g) \frac{\rho_b |u_b| + \rho_a |u_a|}{\rho_b + \rho_a} + g |u|_{a,b} \\ g &= -\max [\min(M_b, 0), -1] \times \min [\max(M_a, 0), 1] \\ M_{a,b} &= \frac{u_{a,b}}{\bar{c}}, \quad \bar{c} = \frac{c_a + c_b}{2} \end{aligned} \quad (2.21)$$

である. また, 式(2.19)第三項の圧力流束 \tilde{p} は次式となる.

$$\begin{aligned} \tilde{p} &= \frac{p_b + p_a}{2} + \frac{\beta_b - \beta_a}{2} (p_b - p_a) + (1 - \chi) (\beta_b + \beta_a - 1) \frac{p_b + p_a}{2} \\ \beta_{a,b} &= \begin{cases} \frac{1}{4} (2 \mp M_{a,b}) (M_{a,b} \pm 1)^2, & |M_{a,b}| < 1 \\ \frac{1}{2} [1 + \text{sign}(\pm M_{a,b})], & |M_{a,b}| \geq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (2.22)$$

式(2.22)の $\beta_{a,b}$ について, 符号は a が下段, b が上段である.

2.3.3. 再構築法と制限関数

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上の値を計算する. 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．

$$Q'_{ai} = Q_a + \nabla Q_a \cdot r_{ai} \quad (2.23)$$

Q'_{ai} は再構築された面上の値， Q_a はセル平均値， ∇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 2.3 参照)

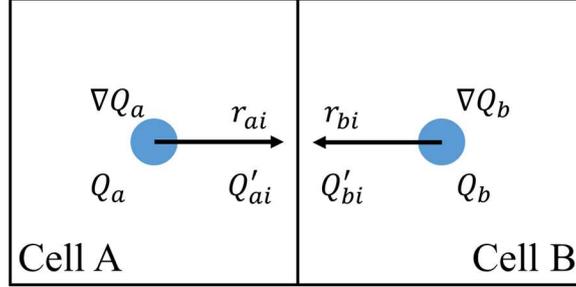


図 2.3 再構築法

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⁽²⁷⁾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 Φ_a を使用する．

$$\widehat{Q}_{ai}' = Q_a + \Phi_a \nabla Q_a \cdot r_{ai} \quad (2.24)$$

本計算では Venkatakrishnan⁽²⁸⁾リミタを導入する．セル A でのリミタ Φ_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 ΔQ_{max} と最小の差 ΔQ_{min} を求める．

$$\begin{aligned} \Delta Q_{max} &= \max(Q_{neighbor} - Q_a) \\ \Delta Q_{min} &= \min(Q_{neighbor} - Q_a) \end{aligned} \quad (2.25)$$

次に，式(2.23)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．

$$\Phi_{ai} = \begin{cases} \frac{\Delta Q_{max}^2 + \varepsilon^2 + 2\Delta Q \Delta Q_{max}}{\Delta Q_{max}^2 + 2\Delta Q^2 + \Delta Q_{max} \Delta Q + \varepsilon^2} & (\Delta Q > 0) \\ \frac{\Delta Q_{min}^2 + \varepsilon^2 + 2\Delta Q \Delta Q_{min}}{\Delta Q_{min}^2 + 2\Delta Q^2 + \Delta Q_{min} \Delta Q + \varepsilon^2} & (\Delta Q < 0) \end{cases} \quad (2.26)$$

ここで， $\varepsilon^2 = (\kappa \Delta x)^3$ であり， κ 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 Φ_{ai} を計算し最後にその最小値を計算する．

$$\Phi_a = \min(\Phi_{ai}) \quad (2.27)$$

2.3.4. 時間積分法

本計算では，LU-SGS⁽²⁹⁾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．

$$\left(\frac{V_i}{\Delta t} I + \frac{\partial F_{ij}}{\partial Q_i} \right) \Delta Q_i = R_i \quad (2.28)$$

ここで， V_i はセル*i*の体積， Δt は時間刻み， F_{ij} はセル*i*とセル*j*の間の流束， ΔQ_i はセル*i*の

保存量ベクトルの変化量, R_i はセル*i*の非粘性流束である. また, $\partial F_{ij}/\partial Q_i$ はヤコビ行列である.

例えば, 図 2.4 のようなセル番号の配置の場合を考える. Cuthill-Mckee 法⁽³⁰⁾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(23)を書くと,

$$\left(0 \quad \frac{\partial F_{52}}{\partial Q_2} \quad \frac{\partial F_{53}}{\partial Q_3} \quad 0 \quad \frac{V_i}{\Delta t} \mathbf{I} + \frac{\partial F_{52}}{\partial Q_5} + \frac{\partial F_{53}}{\partial Q_5} + \frac{\partial F_{57}}{\partial Q_5} + \frac{\partial F_{58}}{\partial Q_5} \quad 0 \quad \frac{\partial F_{57}}{\partial Q_7} \quad \frac{\partial F_{58}}{\partial Q_8} \quad 0 \right) \begin{pmatrix} \Delta Q_1 \\ \Delta Q_2 \\ \Delta Q_3 \\ \Delta Q_4 \\ \Delta Q_5 \\ \Delta Q_6 \\ \Delta Q_7 \\ \Delta Q_8 \\ \Delta Q_9 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \\ R_4 \\ R_5 \\ R_6 \\ R_7 \\ R_8 \\ R_9 \end{pmatrix} \quad (2.29)$$

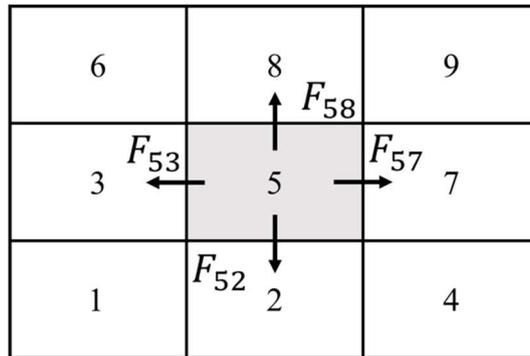


図 2.4 セルの配置と流束

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 L , 対角行列 D , 上三角行列 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 L に属し, セル番号が 5 より大きいセル番号 7 と 8 が 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. 式(2.29)の左辺の LDU 分解を行うと,

$$(\mathbf{L} + \mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta Q \approx (\mathbf{L} + \mathbf{D})\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta Q \quad (2.30)$$

となる. 以下の二段階のステップで解く.

$$\begin{aligned} (\mathbf{L} + \mathbf{D})\Delta Q^* &= \mathbf{R} \quad \text{forward sweep} \\ (\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta Q &= \mathbf{D}\Delta Q^* \quad \text{backward sweep} \end{aligned} \quad (2.31)$$

また, ヤコビアン要素の差分は 1 次精度とし, 流束を Rusanov 法⁽³¹⁾で評価する.

$$\mathbf{F}_{ij} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}(\mathbf{Q}_i) + \mathbf{F}(\mathbf{Q}_j) - \rho_A(\mathbf{Q}_j - \mathbf{Q}_i)] \quad (2.32)$$

のように近似する．ここで ρ_A は最大固有値の絶対値である．また，図 2.4 に示すようなセル i から外側に向いている法線ベクトルを正の方向としている．この式を用いてヤコビアンを計算すると，

$$\frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_i} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial \mathbf{Q}_i} - \rho_A \mathbf{I} \right), \quad \frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_j} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_j}{\partial \mathbf{Q}_j} + \rho_A \mathbf{I} \right) \quad (2.33)$$

となる．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，

$$D_i = \sum_{j \in D(i)} \left(\frac{V_i}{\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_{j \in D(i)} \rho_{Aj} S_j \right) \mathbf{I} \quad (2.34)$$

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，行列の反転をなくし，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，

$$\frac{\partial \mathbf{F}_{ij}}{\partial \mathbf{Q}_i} \Delta \mathbf{Q}_i = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial \mathbf{Q}_i} \Delta \mathbf{Q}_i - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_i \right) \approx \frac{1}{2} (\mathbf{F}(\mathbf{Q}_i + \Delta \mathbf{Q}_i) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_i) - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_i) \quad (2.35)$$

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，LUSGS 法は以下の二段階のステップで解く．

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{Q}_i^* &= D_i^{-1} \left[\mathbf{R}_i - \frac{1}{2} \sum_{j \in L(i)} [(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_j + \Delta \mathbf{Q}_j^*) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_j) - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_j^*) S_{ij}] \right] \quad \text{forward sweep} \\ \Delta \mathbf{Q}_i &= \Delta \mathbf{Q}_i^* - D_i^{-1} \frac{1}{2} \sum_{j \in U(i)} [(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_j + \Delta \mathbf{Q}_j) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_j) - \rho_A \Delta \mathbf{Q}_j) S_{ij}] \quad \text{backward sweep} \\ \rho_A &= \vec{U} \cdot \vec{n} + c + \frac{2\mu}{Re \rho h}, \quad \mathbf{R}_i = - \sum_{j \in \bar{i}} [\mathbf{F}_{ij} S_{ij}] \end{aligned} \quad (2.36)$$

ここで，式中の流束 \mathbf{F} は以下の式により求める．

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} \rho u_n \\ \rho u_n u + p n_x \\ \rho u_n v + p n_y \\ \rho u_n w + p n_z \\ \rho u_n H \end{pmatrix} \quad (2.37)$$

u_n は垂直方向速度で， 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，

$$\Delta t = CFL \frac{V_i}{\max(\rho_A)} \quad (2.38)$$

なので，

$$D_i = \sum_{j \in i} \left(\frac{V_i}{\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_{j \in i} \rho_{Aj} S_j \right) I = \sum_{j \in i} \left(\frac{\max(\rho_A)}{CFL} + \frac{1}{2} \sum_{j \in i} \rho_{Aj} S_j \right) I \quad (2.39)$$

となる。一方，CFL 固定の統一時間刻みは，

$$\Delta t = \min \left(CFL \frac{V_i}{\max(\rho_A)} \right) \quad (2.40)$$

のように計算し，すべてのセルの中で最も小さい Δt が採用される。

第3章 翼胴融合形状の定義と問題設定

本章では、まず翼胴融合形状(以降、BWB形状とする)を表現するための形状定義変数と形状表現法について述べる。これらを用いて表現した小型BWB旅客機概念形状を示す。その後、形状最適化において空力性能評価を行う際の流体計算条件を示す。

3.1. 形状定義変数

BWBの形状変数を定義する。Heら⁽³²⁾によって、2次元平面におけるBWB上下面の形状変数が提案された。これに対して3次元立体空間上で表現するため変数を追加拡張した。定義した形状変数を表3.1に示し、図3.1にその定義位置を示す。dvは胴体長に対する胴体厚みの割合、dv2は翼端厚みの割合、cbは胴体長さ、cbrは胴体厚み、btはハーフスパン長、ctは翼端での翼弦長、cttは翼端厚み、crは翼付け根での翼弦長、crtは翼付け根厚み、dは機首から翼付け根までの距離、dbは胴体底面から翼付け根までの距離、sbaは後退角、daは上反角、n1、n2は機首形状に係る制御点、n3は胴体と主翼の境界である翼胴境界位置に係る制御点である。以上のように形状変数とその位置を定義すると、BWB形状は16個の変数により立体表現ができる。

表 3.1 形状変数

dv	The thickness percentage of body root
dv2	The thickness percentage of wing tip
cb	The chord of body root
cbr	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 nose
db	The distance of wing's root from bottom
sba	Sweep-back angle
da	Dihedral angle
n1, n2, n3	Control points

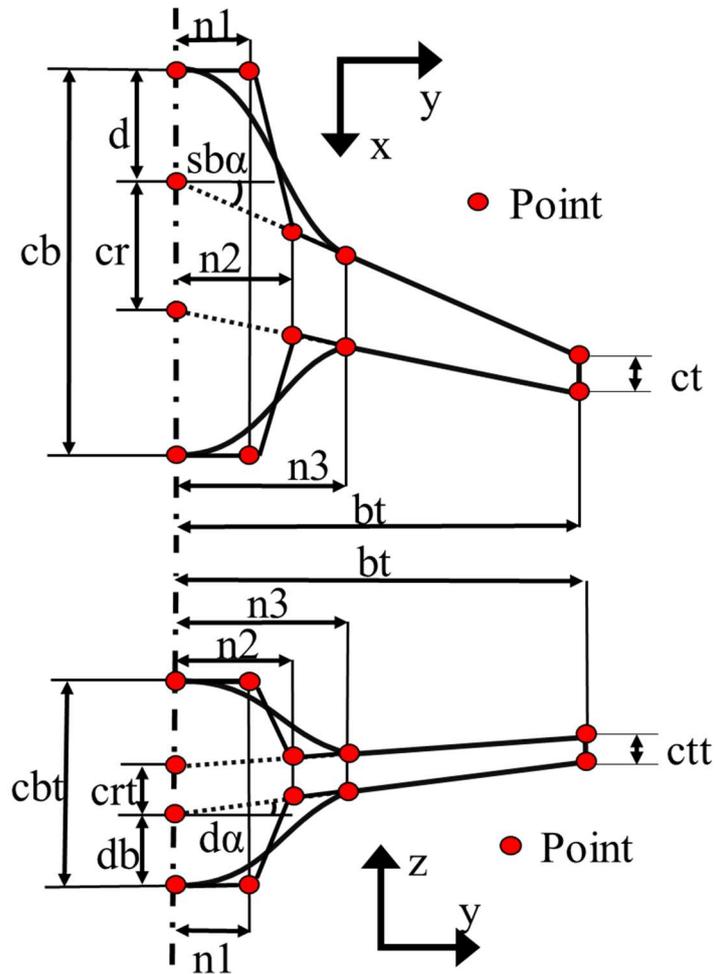


図 3.1 形状変数の定義位置

3.2. 形状表現方法

3.1 節で定義した形状変数に対して、BWB 形状の特徴であるなめらかな曲面を表現するために、胴体の対称面から翼胴境界位置までの胴体部にはベジエ曲線を、翼胴境界位置から翼端までの翼部は直線を用いて、それらの形状変数をつないだ。ベジエ曲線は制御点を自由に配置することができるため、曲線表現の自由度が高い。ベジエ曲線と直線を用いて表現した BWB 形状を図 3.2 に示す。赤点は 3.1 節で定義した形状変数の位置であり、図 3.1 の赤点と対応する。赤線で描かれる曲線 $L1$, $L2$, $L3$, $L4$ が 4 点制御ベジエ曲線によって生成される。4 点制御ベジエ曲線は以下の式により表せる。

$$P = (1-t)^3 P_A + 3t(1-t)^2 P_B + 3t^2(1-t) P_C + t^3 P_D \quad (0 \leq t \leq 1) \quad (3.1)$$

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 はベジエ曲線の媒介変数であり、 t の値が 0 から 1 まで変化することでベジエ曲線を描くことができる。

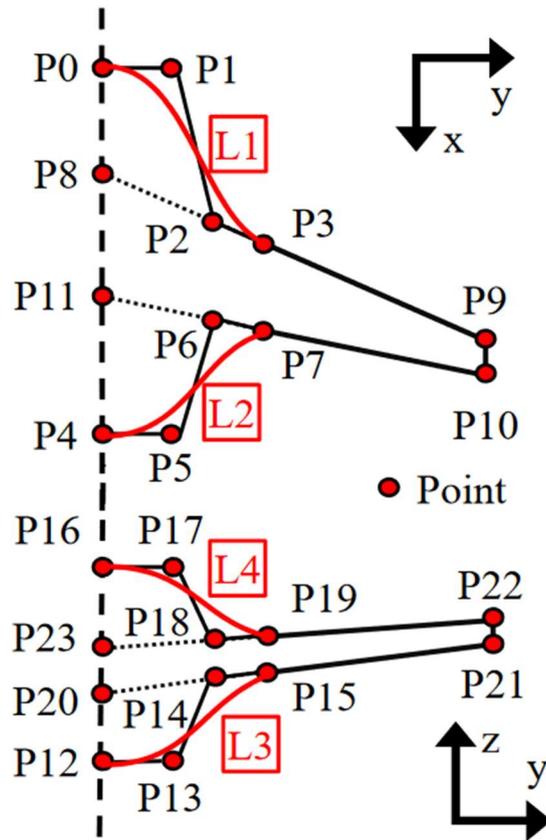


図 3.2 座標位置とベジェ曲線，直線による BWB 形状表現

表 3.2 式(3.1)でのベジェ曲線と図 3.2 における制御点の対応関係

	P_A	P_B	P_C	P_D
L1	P_0	P_1	P_2	P_3
L2	P_4	P_5	P_6	P_7
L3	P_{12}	P_{13}	P_{14}	P_{15}
L4	P_{16}	P_{17}	P_{18}	P_{19}

3.1 節で定義した形状変数に対して，図 3.2 で示すようにベジェ曲線と直線により BWB 形状を表現すると制御点は 24 点となる．定義した形状変数とこれら 24 点の制御点が連動することで，形状変数の値を変化させると制御点も変化し，なめらかな BWB 形状を表現することが可能である．

また，胴体部と翼部の断面形状には，スーパークリティカル翼である SC(2)-0712 を用いた．図 3.3 にその形状を示す．現在の旅客機は一般的に巡航速度がマッハ 0.8 前後であり，翼表面近傍の流れは局所的に超音速となる．流れが音速を超えると衝撃波を生成し，造波抵抗が生まれる．そのため，翼表面において衝撃波発生を抑制する翼型が望ましい．

スーパークリティカル翼は NASA で開発された，遷音速域と低速域の両方で十分な性能を持つ翼型を研究する中で得られた翼型である⁽³³⁾．その特徴として翼上面側には反りがなく平らに近い形状で，翼下面側には後端部にキャンバーがある．この平坦な上面

側は超音速域を翼後端側に広げることで衝撃波発生位置を下流側へ遅らせ、衝撃波を緩和することで造波抵抗の低減に役立つ。現在の旅客機は遷音速で巡行飛行を行うが、本研究における BWB 機も旅客機を想定することから、このスーパークリティカル翼が適すると考える。また、唐澤らによる検討により、スーパークリティカル翼のうち、SC(2)-0712 翼を用いることとした⁽¹⁹⁾。この翼型を胴体部と翼部の断面形状とし、その翼弦長と翼厚は形状定義変数の値とそれに対応するベジェ曲線によって変化させる。

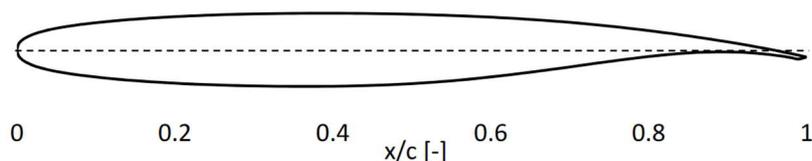


図 3.3 SC(2)-0712 翼型

3.3. 概念形状

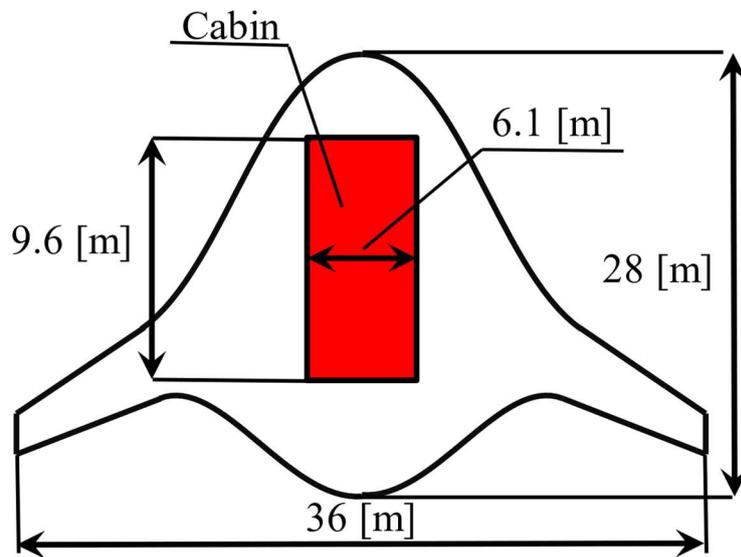
本研究では、100 人乗り小型 BWB 旅客機を想定し、その必要空間をキャビンとする。キャビンに関するサイズなどは従来形状であるリージョナルジェット機である MSJ⁽³⁴⁾などの値を参考にする。小型 BWB 旅客機と MSJ のキャビン諸元を表 3.3 に示す。キャビン高さは MSJ が 2.03[m] であり、ほかのリージョナルジェット機においてもエンブラエル E190 は 2[m]、ボンバルディア CRJ1000 は 1.89[m] であることから、本研究では 2[m] とする。また、座席ピッチ、座席幅、通路幅は文献⁽³⁵⁾での値を参考に、それぞれ 80[cm]、50[cm]、50[cm] とする。キャビン幅については、BWB 形状は正面から見たとき、胴体部断面形状が楕円形である。そのため、機内を与圧すると円形断面に比べ、機体内外の圧力差による力に弱いという構造上の問題点がある。その問題点を克服するため、リブを設置し、内部圧力からの負荷に耐えられるよう設計する必要がある。座席幅、通路、リブ、備品の幅を確保するため、キャビン幅を 6.1[m] とした。以上の値を用いると 1 列に 9 席と 2 通路を配置できる。これを 12 列とすることで 100 席を確保し、9.6[m]×6.1[m] のキャビンを配置することとした。

図 3.4 に概念形状の平面図を示す。機体サイズは Boeing/NASA が研究している大型機向け BWB 機の実験機 X-48B⁽³⁶⁾を参考にキャビンが収まるように設定し、胴体長さは 28[m]、スパンは 36[m] とした。このスパン長さは客席数が同程度の TAW と同等の大きさであり、地方空港での運用も可能である。

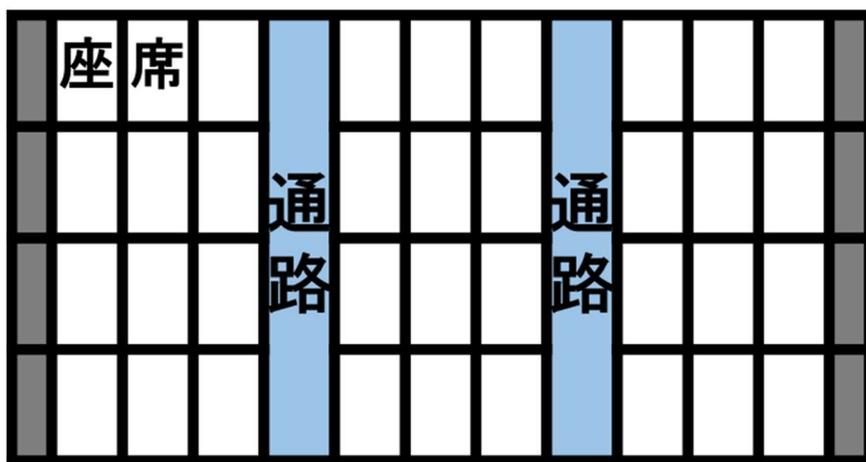
以上の値を用いて CAD モデルを生成した。図 3.5 では CAD モデルの三面図を示し、そのうち BWB 形状内部にある赤色の箱型形状は表 3.3 の値を満たしたキャビンを示している。

表 3.3 キャビン諸元

	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]	6.1	2.76
Depth [m]	9.6 (0.8×12)	-

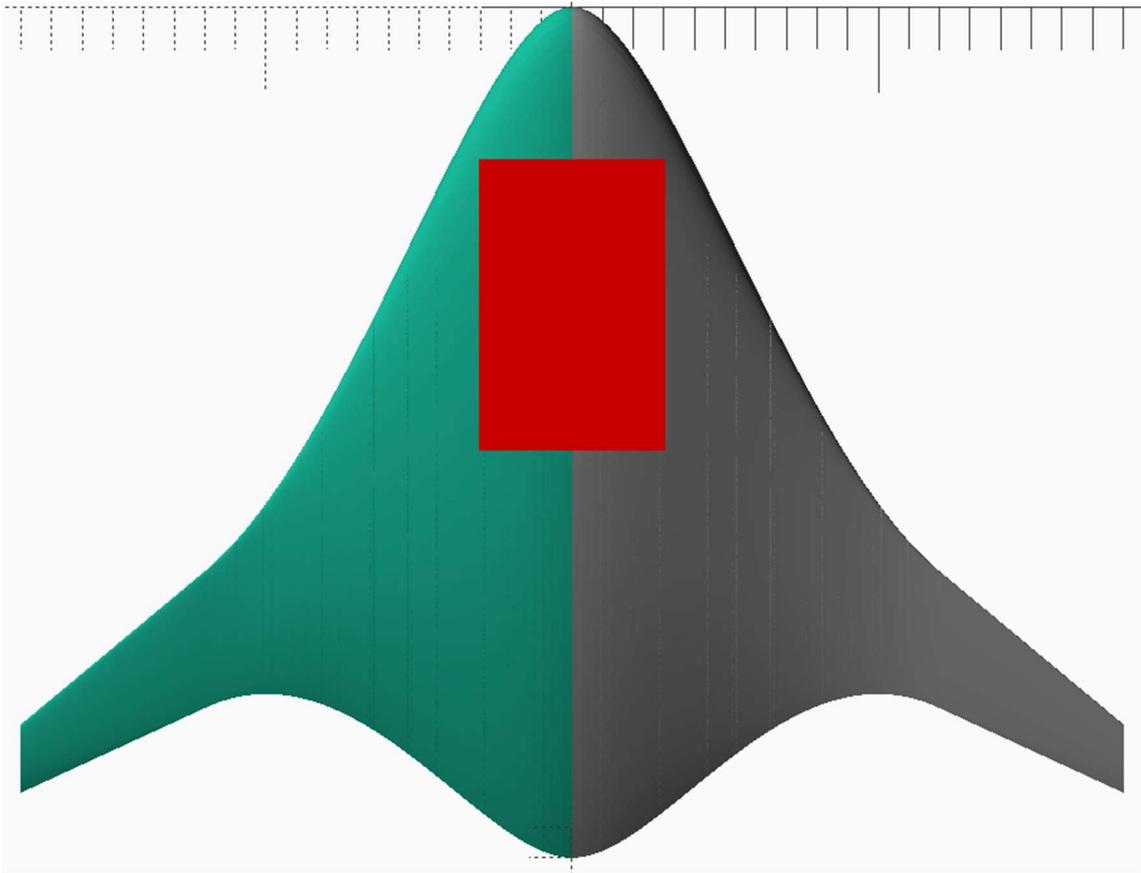


(a)全体図

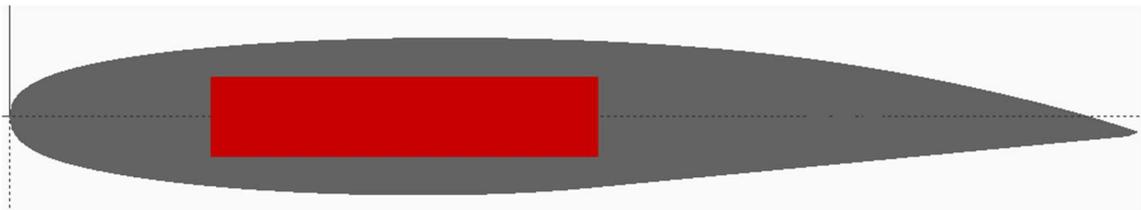


(b)キャビン内

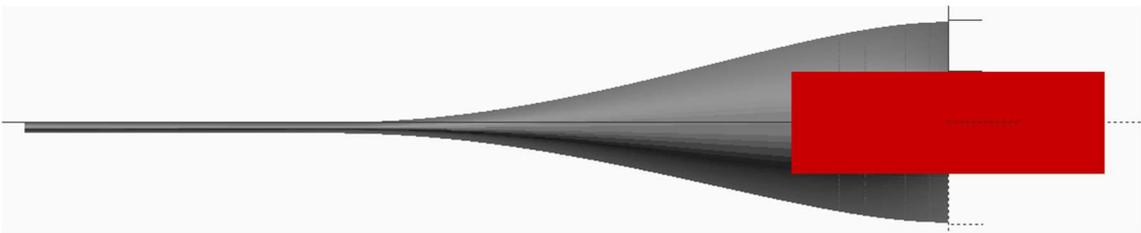
図 3.4 概念形状の平面図



(a) 平面図



(b) 側面図



(c) 正面図

図 3.5 三面図

3.4. 流体の計算条件

本節では，BWB 形状の空力性能評価の際に行う数値流体計算の計算条件を示す．

3.4.1. 主流条件

主流条件を表 3.4 に示す．高度 10,000[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 26,499[Pa]とした．また，迎角は $AoA=2[deg]$ とした．

表 3.4 主流条件

Mach number [-]	0.8
Temperature [K]	223.252
Pressure [Pa]	26499
Angle of attack [deg]	2

3.4.2. 計算格子

本計算で用いた計算格子を図 3.6 に示し，計算対象である BWB 機の表面計算格子を図 3.7 に示す．BWB 機は胴体中心部を対称とした半裁モデルを用いた．計算領域は BWB 機の全長を L としたとき，主流方向は前後 $25L$ ずつ $50L$ ，スパン方向には胴体中心から $50L$ ，高さ方向には上下 $25L$ ずつ $50L$ とした．格子数は約 280 万点，計算対象まわりの表面格子最小サイズは 0.035[m]，表面格子最大サイズは 0.070[m]である．

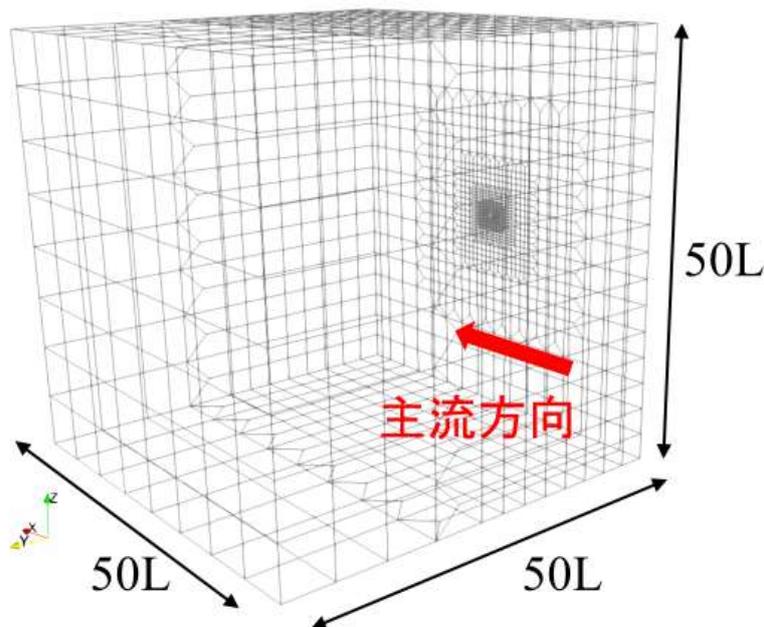


図 3.6 計算格子

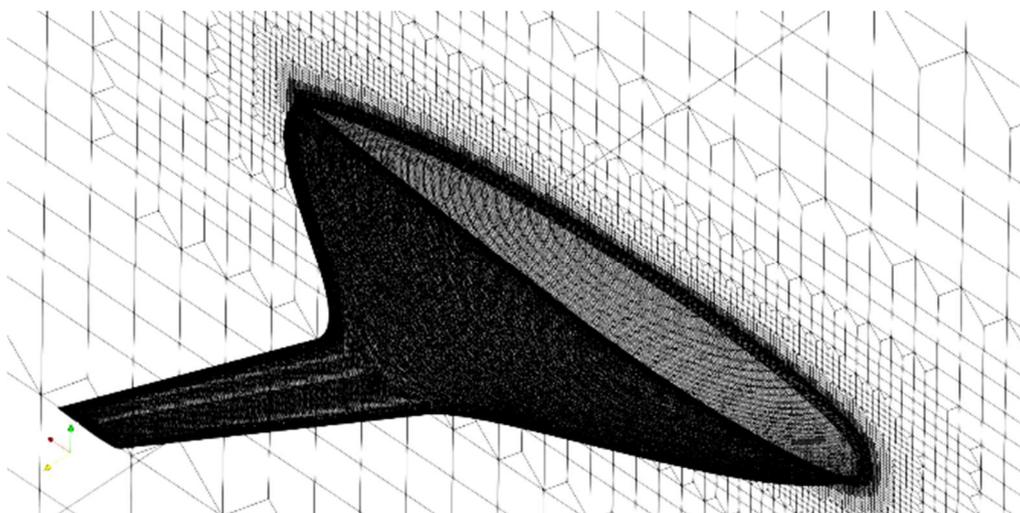


図 3.7 表面格子

3.4.3. 境界条件

境界名を図 3.8 に示し，境界条件を表 3.5 に示す．流入面を「Upstream」，計算対象を「BWB」，対象面を「Symmetry」，流出面を「Downstream」，計算対象の上の面を「Upper」，下の面を「Lower」，対称面と向かい合う面を「Side」とする．

境界条件は，「Upstream」は一様流条件，「Body」は滑り壁条件，「Symmetry」は対称境界，「Downstream」は外挿条件，「Upper」，「Lower」，「Side」はリーマン境界条件とする．

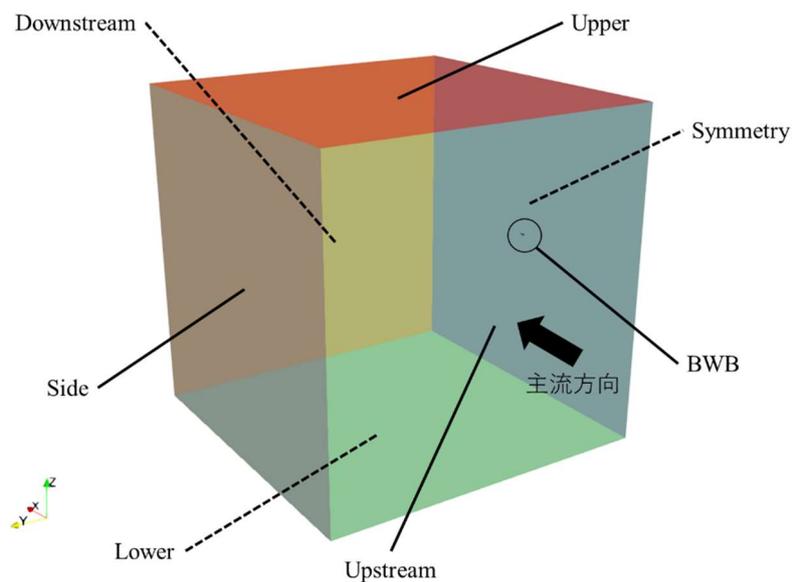


図 3.8 境界名

表 3.5 境界条件

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

第4章 小型 BWB 旅客機の形状最適化計算

本章では，3章で定義した小型 BWB 旅客機の形状最適化計算を2章の数値計算法を用いて行い，その結果を示す。

4.1. 目的関数と制約条件

本最適化計算での目的関数は揚抗比(Lift by drag: L/D)とし，その最大化を目的とする。制約条件は，設計変数の設計空間とベジエ曲線制御点位置の大小関係とする。設計空間は次節で述べる。ベジエ曲線制御点位置は， n_1 が n_2 より大きくなる場合，または n_2 が n_3 より大きな値となる場合，BWB 形状が保てなくなる可能性があることから制約条件として設けた。

$$\begin{array}{l} \text{Maximize} \\ \\ \\ \text{subject to} \end{array} \quad \begin{array}{l} L/D \\ \left\{ \begin{array}{l} 10 \leq dv \leq 18 \\ 6 \leq dv2 \leq 13 \\ 2 \leq ct \leq 7 \\ 12 \leq cr \leq 18 \\ 0 \leq d \leq 9 \\ 38 \leq sba \leq 42 \\ 0 \leq da \leq 7.5 \\ 3.6 \leq n1 \leq 9 \\ 4 \leq n2 \leq 10 \\ 8 \leq n3 \leq 18 \\ n1 < n2 \\ n2 < n3 \end{array} \right. \end{array} \quad (4.1)$$

4.2. 設計変数

本最適化計算で使用した設計変数の設計空間を表 4.1 に，設計変数の位置を図 4.1 に示す。BWB 形状を定める変数のうち，胴体長に対する胴体厚みの割合 dv ，翼端の翼弦長に対する翼端厚みの割合 $dv2$ ，翼端での翼弦長 ct ，翼付け根での翼弦長 cr ，機首から翼付け根までの距離 d ，後退角 sba ，上反角 da ，機首形状に係るベジエ曲線制御点 n_1 ， n_2 ，胴体と主翼の境界である翼胴境界位置に係るベジエ曲線制御点 n_3 の 10 個を設計変数とする。

各設計空間に関しては，胴体厚みの割合はキャビン収めるために必要な最低限の高さを確保するために下限値は 10[%]，上限値はそこから 8[%]までとした。翼端厚みの割合は下限値を 6[%]，上限値を 13[%]とし，翼端での翼弦長は下限値を 2[m]，上限値を 7[m]とした。翼付け根翼弦長は下限値を 12[m]，上限値を 18[m]とした。機首から翼付け根までの距離は 0[m]から 9[m]とし，翼付け根翼弦長 cr と機首から翼付け根までの距離 d がいずれも上限値の場合でも胴体に収まる値としている。後退角は TAW がおよそ

40[deg]であることから，その値を中心に大小 2[deg]とした．機首形状に係る制御点 n1 は 3.6[m]から 9[m]，n2 は 4[m]から 10[m]，胴体と主翼の境界である翼胴境界位置に係る制御点 n3 は 8[m]から 18[m]とした．上反角は 0[deg]から 7[deg]とした．

また，その他の形状変数の値を表 4.2 に示す．胴体長さとスパン長は 3 章で示したようにそれぞれ 28[m]，18[m]とした．胴体厚み cbt，翼端厚み ctt，胴体底面から翼付け根までの距離 db は設計変数が含まれた従属的な形状変数であり，設計変数値が変化することでこれらの値も変化する．翼付け根は中翼機となるように位置を設定した．

表 4.1 設計変数の設計空間

Parameter	Lower value	Upper value
dv	10	18
dv2	6	13
ct	2	7
cr	12	18
d	0	9
sba	38	42
da	0	7.5
n1	3.6	9
n2	4	10
n3	8	18

表 4.2 その他の形状変数の値

dv	design variable 1	crt	(crt = ctt)
dv2	design variable 2	d	design variable 5
cb	28[m]	db	(db = cbt/2 - ctt)
cbt	(cbt = cb × dv)	sba	design variable 6
bt	18[m]	da	design variable 7
ct	design variable 3	n1	design variable 8
ctt	(ctt = ct × dv2)	n2	design variable 9
cr	design variable 4	n3	design variable 10

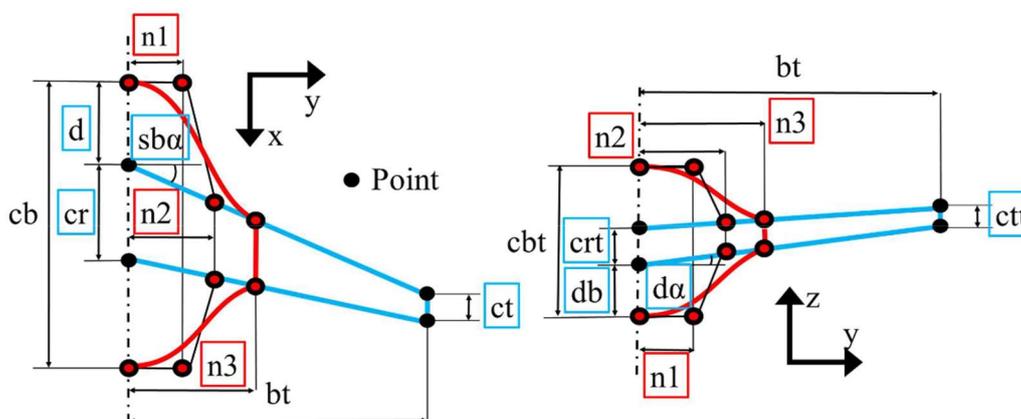


図 4.1 使用した設計変数の位置

4.3. 最適化条件

実験計画法でのサンプル点は 125 点とした。収束判定は最適値探索において i 回目と $i-1$ 回目の設計変数値がほぼ一致したときとした。

4.4. 結果

4.4.1. 収束確認

実験計画法におけるサンプル点を 125 点とし、その後最適値探索を行った結果、44 回目で収束した。合計で 169 の BWB 形状に対して CFD を実行し、総計算時間は約 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、CFD は 32 並列で行った。図 4.2 にサンプル点と最適値探索での L/D の経過を示す。(a)より、サンプル計算では L/D の値にばらつきがあり、およそ L/D=8 から 18 程度となる BWB 形状を計算することができている。(b)より、最適値探索では 1 回目から L/D=20 を超える高い L/D である BWB 形状を計算できていることがわかる。最適値探索が進むにつれて、L/D のばらつきが小さくなり、最適値探索が 25 回目 (Step=150) を越えてから L/D=21.2 あたりで収束していることが分かる。

次に、最適値探索における設計変数の収束状況を図 4.3 に示す。図より設計変数 dv , $n1$, $n2$ は最適値探索において、すべての形状で同じ値を取っていることが分かる。まだ $dv2$, d , sba , $n3$ についても値が偏っており、いくつかの形状でのみ境界値とは離れた値を取っていることが分かる。 da は上限値と下限値に集中しており、 ct と cr は比較的ばらつきがあり、 ct に関しては下限値側に、 cr に関しては上限値側に集中していることがわかる。図 4.4 では最適値探索での各設計変数と L/D の結果を平行座標表示(Parallel Coordinate Plot : PCP)により示す。PCP は、各設計変数の軸を平行に並べ、各 BWB 形状を一本の線として描画することで、BWB 形状間の傾向を調べる、多変量データの視覚化に用いられる手法である。図 4.4 より、図 4.3 と同様に dv と $n1$, $n2$ の値は下限値のみを取っていることがわかる。傾向としては $dv2$ が下限値に集中し、 ct は 4.5 から 5.5 のあたりに分布している。また、 cr , sba , d は下限値を数回探索しており、多くが上限値を探索したことがわかる。

ここまで、L/D と設計変数の収束を確認してきたが、サンプル点での結果を用いた最適値探索では多くの設計変数が絞られた範囲または一定の値のみをとることが確認できた。

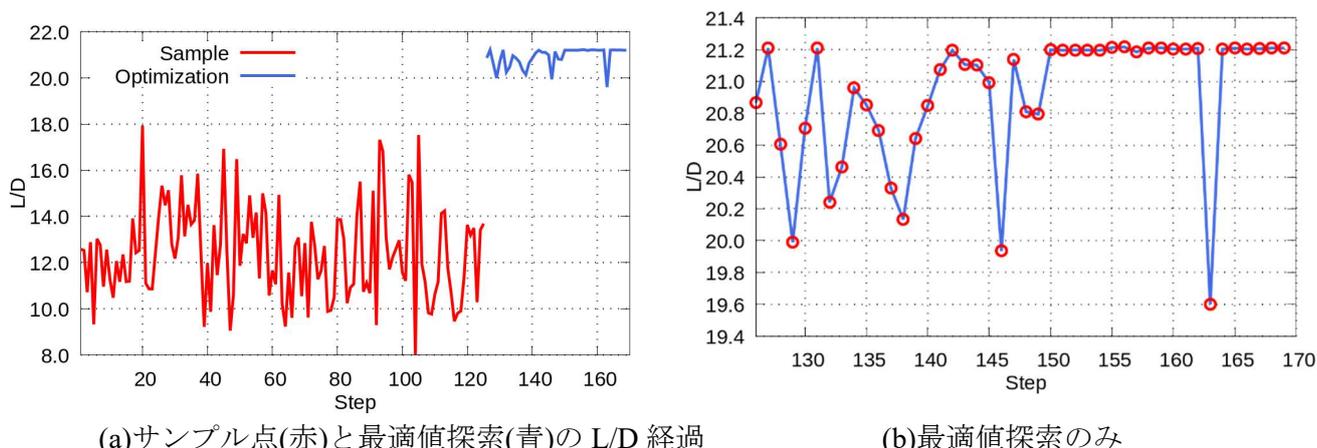


図 4.2 サンプル 125 点, 最適値探索 44 回の L/D 経過

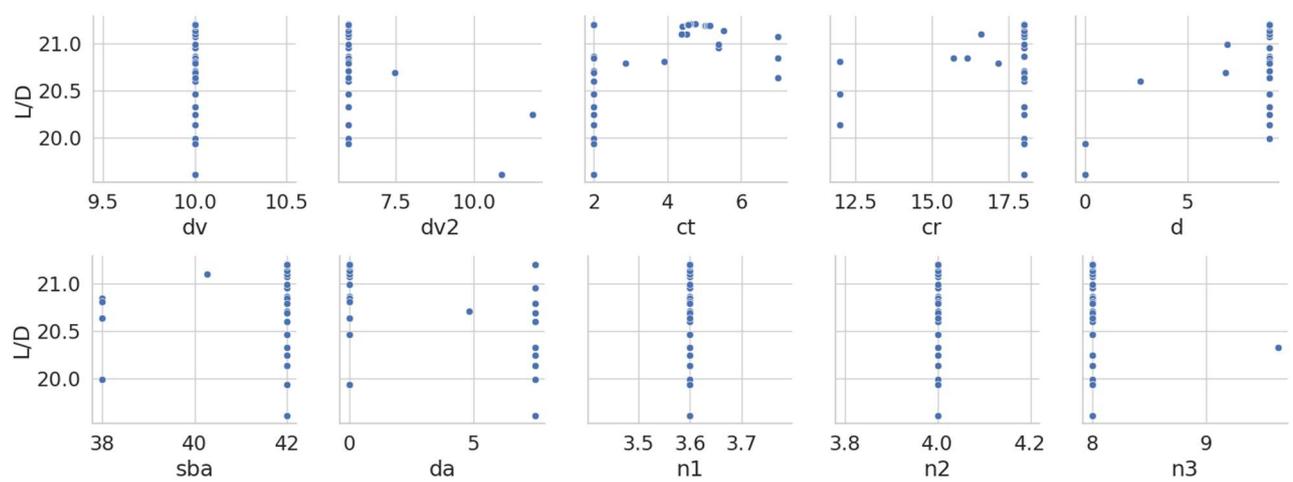


図 4.3 最適値探索における各設計変数と L/D の散布図
(縦軸 : L/D, 横軸 : 各設計変数)

4.4.2. 最適形状

本最適化計算で得られた最適値での設計変数値と L/D の結果値を表 4.3 に示す。また、サンプル点での L/D が最高値となった形状を「サンプル最高値」とし、比較のため、その結果も並べて表 4.3 に示す。表 4.1 の設計変数の設計空間を参照すると、最適値は ct を除く 9 個の設計変数が設計空間の境界値となったことがわかる。9 個の設計変数のうち、dv, dv2, da, n1, n2, n3 の 6 変数が下限値となった。また、cr, d, sba が上限値という結果を得た。翼端での翼弦長 ct のみ、境界値ではなく設計空間内に最適値となる値をもつことが確認できた。特に、胴体厚みに係わる dv と胴体部の横幅を決める変数 n1, n2, n3 は下限値となり、より小さい値を取ることで主流方向からの投影面積をより小さくしている。その結果、抵抗の低減につながったと考えられる。翼の厚みに係わる dv2 は下限値となり、後退角 sba が上限値となったことから、翼厚を小さくし後退角を大きくとっており、翼前縁での衝撃波緩和につながり、造波抵抗の低減がなされたと考えられる。翼の配置位置を決定する d が大きな値となった要因としては、翼が胴体後方に配置されることで後縁部において胴体と翼の接合部での凹みをなくし、より大

大きな翼面積を形成している。また、翼が後方に下がるほど、機首から翼洞境界位置への形状が先細りになり、主流に沿う形状になった。翼に係わる設計変数のうち、 cr が上限値となった。これも同様に翼面積を大きくしている。より大きな翼面積を持つことで揚力をより多く得ようとしているものと考えられる。最適値は $L/D=21.21$ という結果となり、 TAW が $L/D=18$ 程度であることから、高い値である形状が得られた。サンプル点での最高値と比べると、揚力係数としては低下したものの、抗力係数の減少幅が大きいことから、結果として L/D としては高い値となった。

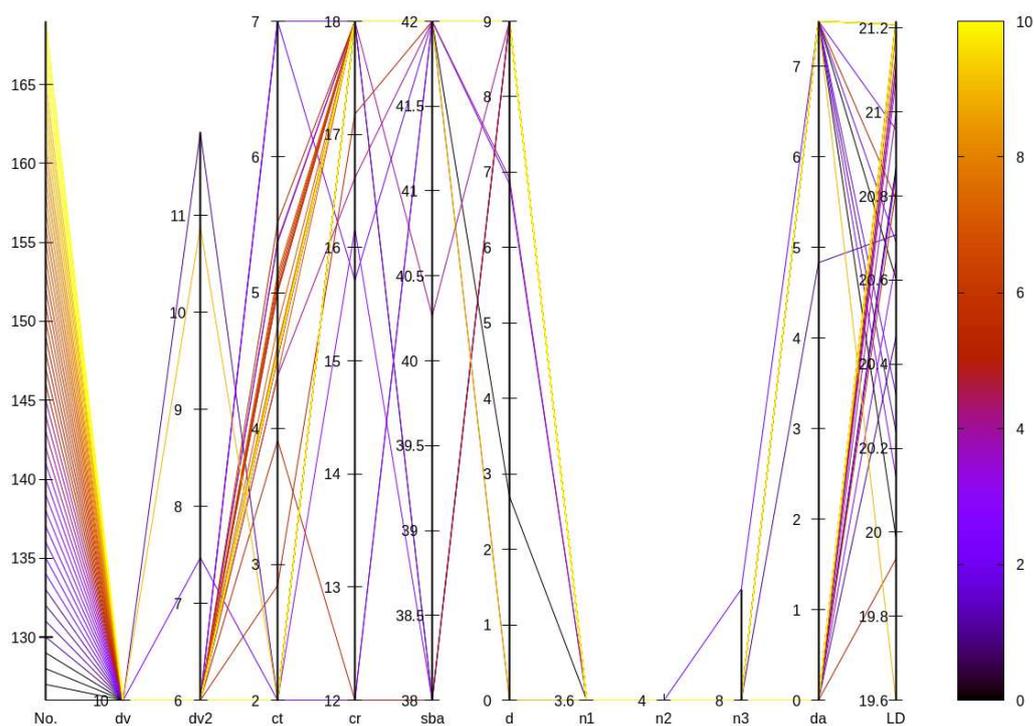


図 4.4 PCP による最適値探索での各設計変数と L/D の推移

表 4.3 最適値とサンプル点での最高値の設計変数値と L/D の比較

Parameter	Optimum	Sample best
dv	10.0	10.1
dv2	6.00	6.48
ct	4.61	3.73
cr	18.0	12.1
d	9.00	8.81
sba	42.0	38.8
da	0.00	4.75
n1	3.60	4.15
n2	4.00	4.69
n3	8.00	15.1
C_l	0.176	0.196
C_d	0.829e-02	0.109e-01
L/D	21.21	17.92

4.4.3. 表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較

図 4.5 に最適値とサンプル最高値の表面圧力係数分布を示し、比較する。図 4.5 の左側にサンプル最高値、右側に最適値の機体形状を配置している。(a)では上面図を示しており、サンプル最高値では翼前縁から胴体にかけて負圧領域が広がっているが、最適値ではその負圧領域が翼前縁付近のみとなっている。(b)は下面図であり、サンプル最高値での負圧領域が、最適値では縮小していることが分かる。また、前小節において言及した通り、機首形状が先細りとなっていること、胴体が小さく、翼が胴体後方に配置されていることから翼面積を大きくしていることがわかる。(c)には正面図を示す。胴体厚みは近い結果となったため正面からの厚みはほとんど変わらないが、最適値の方がサンプル最高値と比べて胴体が小さいため、正面投影面積が小さくなっていることが分かる。また、サンプル最高値は上反角がついていることがこの図よりわかる。

図 4.6 に最適値とサンプル最高値のマッハ数分布を示し、比較する。図 4.6 の左側にサンプル最高値、右側に最適値の機体形状を配置している。(a)では上面図を示しており、サンプル最高値と比べ、最適値では翼前縁の超音速域がわずかに縮小していることが確認できる。サンプル最高値と比べて最適値では胴体から翼洞境界位置にかけて、 $M=0.9$ 付近の領域が縮小していることがわかる。(b)には下面図を示す。最適値では速度が速い領域が縮小し、翼部では $M=0.6$ から 0.7 となる領域が広がっている。(c)では正面図を示す。サンプル最高値では正面図においても上面側に主流より高速な領域を確認できる。

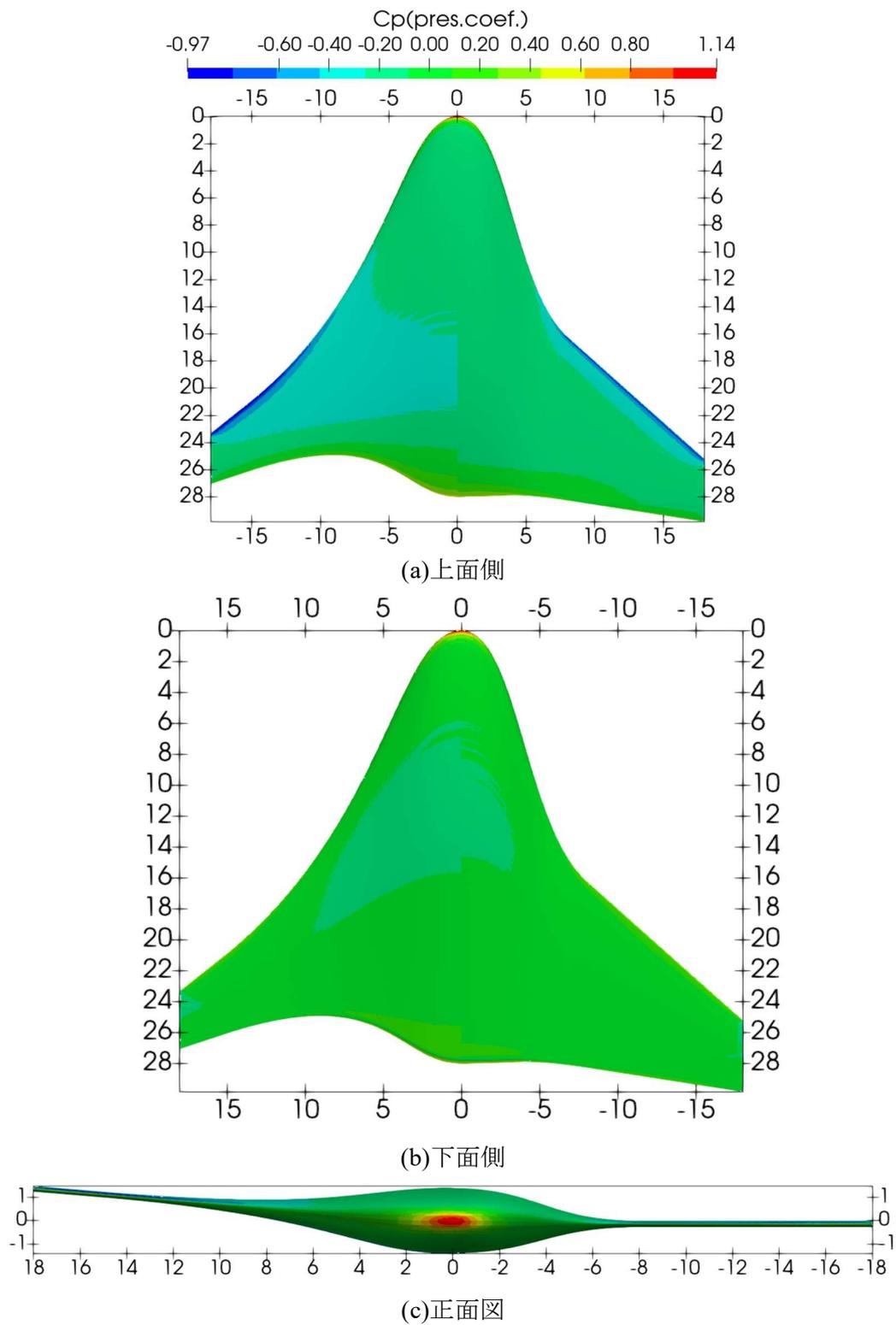
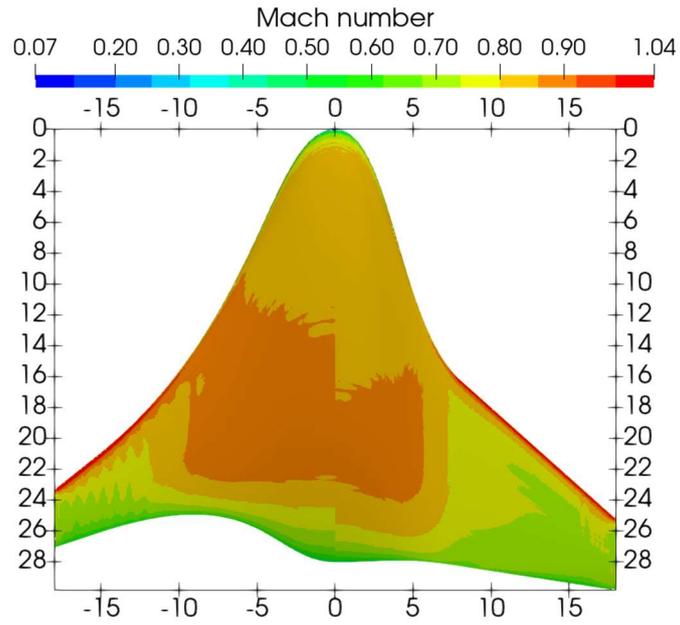
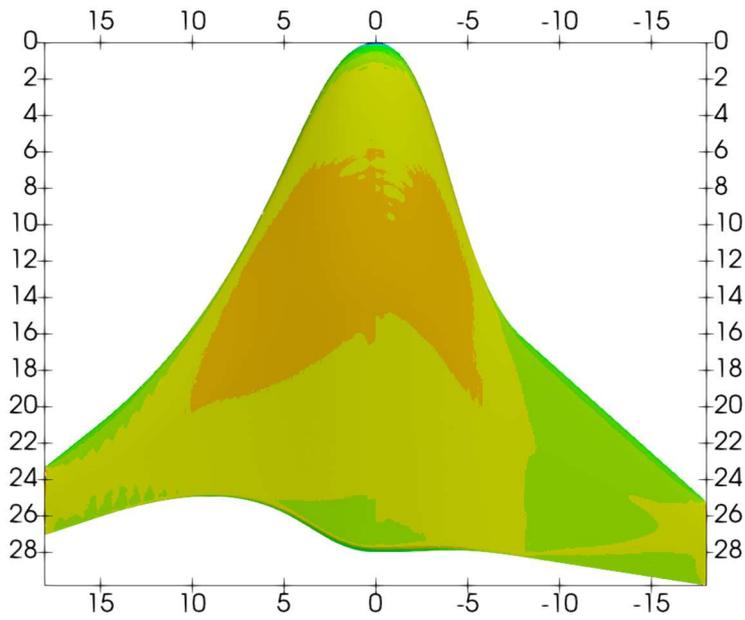


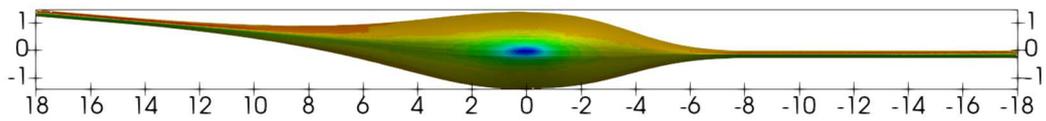
図 4.5 サンプル最高値(左)と最適値(右)の表面圧力係数分布



(a)上面側



(b)下面側



(c)正面図

図 4.6 サンプル最高値(左)と最適値(右)のマッハ数分布

4.4.4. Cp 線図の比較

図 4.7 にサンプル最高値と最適形状での Cp 線図取得位置を提示し，図 4.8 に各位置での Cp 線図とその位置での断面翼形状を示す．図 4.8 での断面翼形状はそれぞれのコード長で正規化している．サンプル最高値の結果を青線，最適値の結果を赤線で示す．(a)では胴体中心からスパン方向に 1.8[m](スパン 1[%]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する．断面翼形状に関しては，最適形状の方がわずかに薄く，後方の逆圧力勾配がわずかに後端にシフトしていることがわかる．(b) 翼洞境界位置(胴体中心から 8[m]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する．断面翼形状を比較すると，最適形状での翼厚がサンプル最高値と比べて半分近くとなっている．そのため，前縁半径が小さくなり，かつ BWB 機全体として迎え角を 2[deg]としていることから，急激な圧力低下が発生し，翼前縁上側では流れが急激に変化したと考えられる．(c)では翼端(スパン方向 99[%]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する．断面形状に大きな差はなく，わずかに最適値の方が大きな翼厚である．そのため翼前縁部においては，最適値の方が圧力の変化がゆるやかであることがわかる．最適値とサンプル最高の Cp 線図での比較において，いずれの位置でも上面と下面の圧力差，すなわち揚力が低下していることが図 4.8 よりわかる．

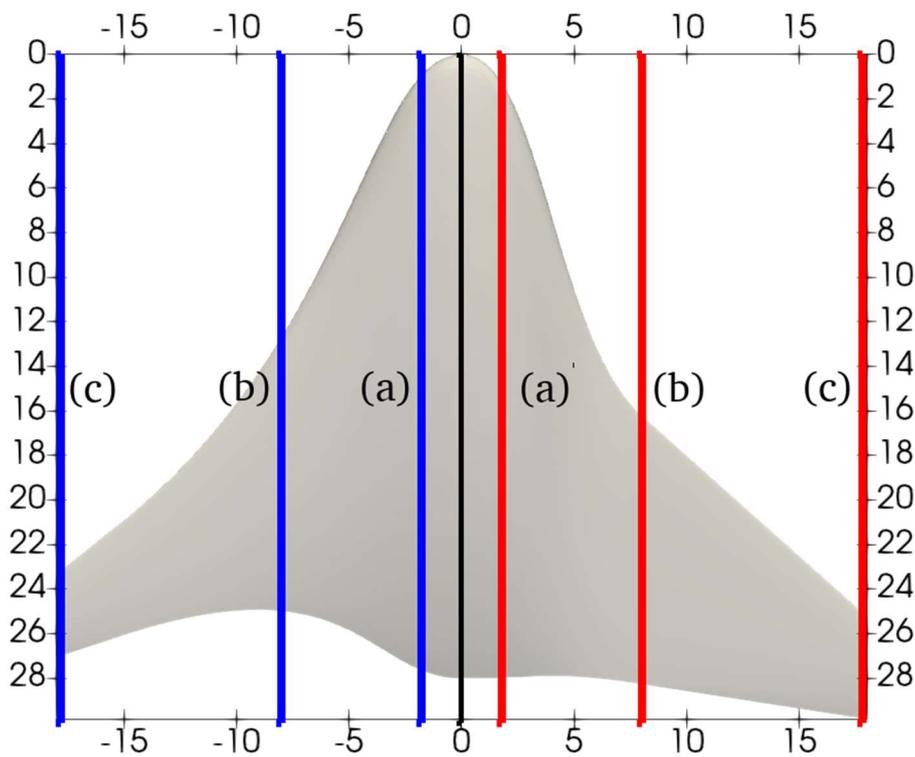
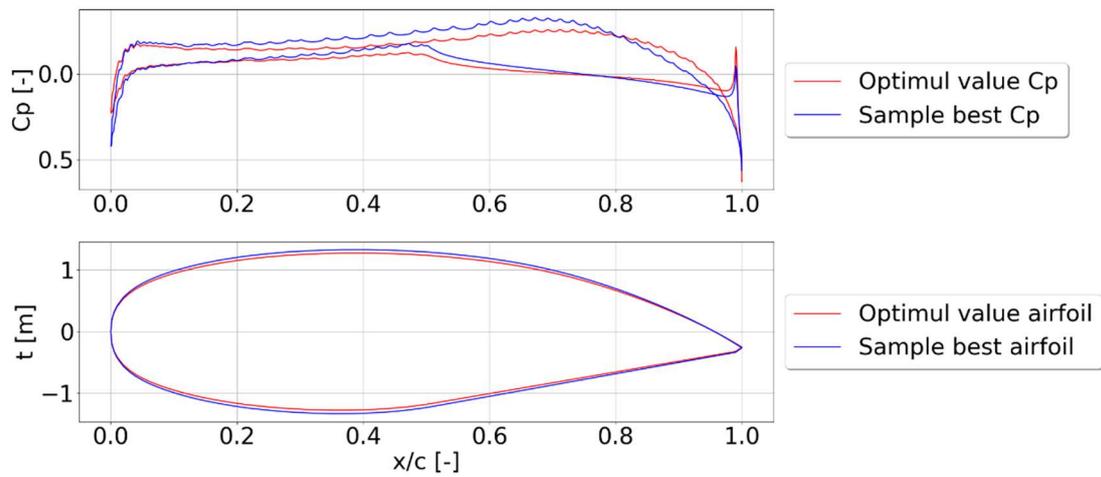
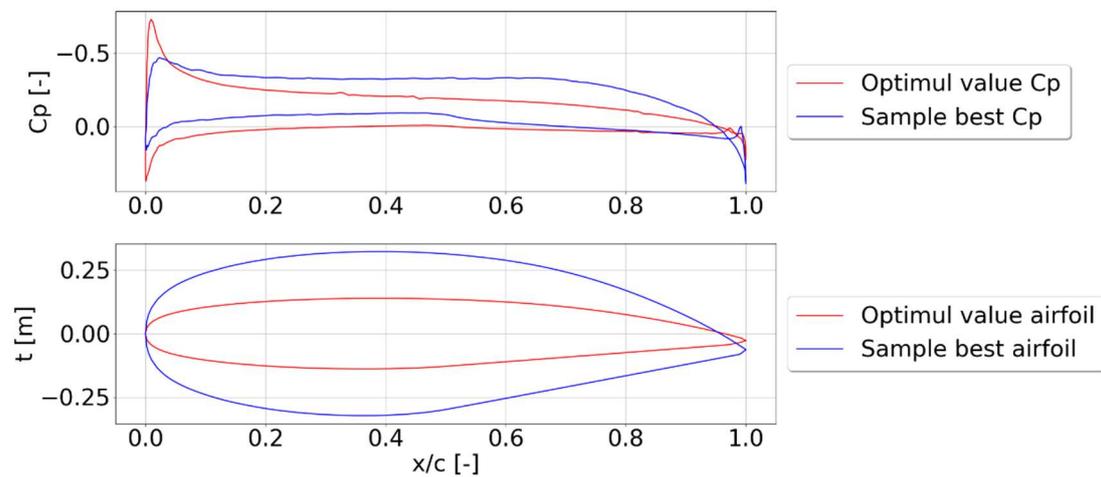


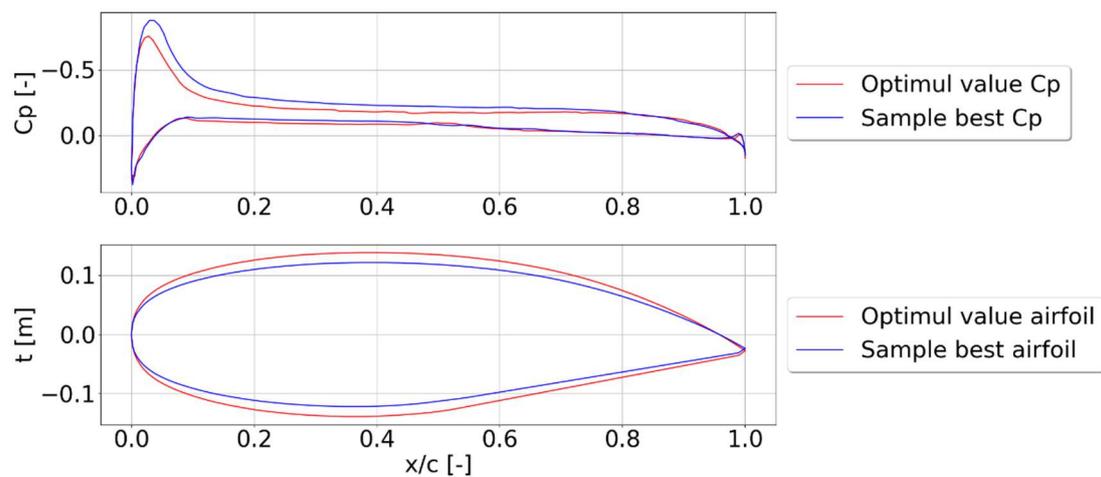
図 4.7 サンプル最高値(左)と最適値(右)の Cp 線図取得位置



(a) 胴体中心付近



(b) 翼胴境界位置(胴体中心から 8[m]位置)



(c) 翼端(スパン方向 99%位置)

図 4.8 サンプル最高値(左)と最適値(右)の C_p 線図

4.5. 最適化結果と考察

本章では、ベイズ最適化を用いて形状最適化計算を行った。結果として、 $L/D=21.21$ の高揚抗比を持つ機体を得ることができ、収束した最適値探索結果を得られた。サンプルにおいて最高の L/D を得た機体と比較を行い、形状の違いから L/D の向上を確認することができた。サンプル最高値と比べ、最適値では翼面積が増加したが、翼上下面での圧力差の低下していることから、揚力係数が低下したものと考えられる。それ以上に抗力係数が低減した要因としては、胴体部の正面投影面積縮小と先細りである機首形状による圧力抵抗の低減と考えられる。また、翼部での小さな翼厚と大きな後退角により、衝撃波緩和による造波抵抗低減も寄与していると考えられる。揚力係数が低下した結果となったが、実際に得られる揚力と抗力に関しては最終章で言及する。

最適値での設計変数値より、胴体に関しては設計空間の下限值となった。これは高い L/D を求めると胴体の体積は必要最低限となることがわかる。胴体に関して、断面翼型形状に関しては、本最適化計算では考慮していない。そこで断面翼型形状を変更した場合、 L/D が向上するか調査を行った。その結果を5章で示す。また、翼端翼弦長が $4.6[m]$ という大きな値となった。これにより、翼端渦生成による誘導抵抗の増大が予想される。翼端に対して、ウィングレットを付加させ、 L/D に誘導抵抗を低減することが可能か検討した。その結果を6章で示す。

第5章 胴体断面翼型形状の検討

4章での最適化計算では，小型 BWB 旅客機の胴体体積は必要最低限の大きさが確保された．しかし，胴体に関する設計変数はスパン方向と胴体厚みとしていた．そこで本章は，胴体の断面翼形状を変更し，L/D が向上するか調査を行った．その結果を示す．翼部に関しては断面翼型を変更すると，4章で得られた翼端での翼弦長(ct)や翼端での翼厚割合(dv2)，後退角(sba)など，翼に関わる設計変数の最適結果が変化する可能性があるため4章と同様とする．

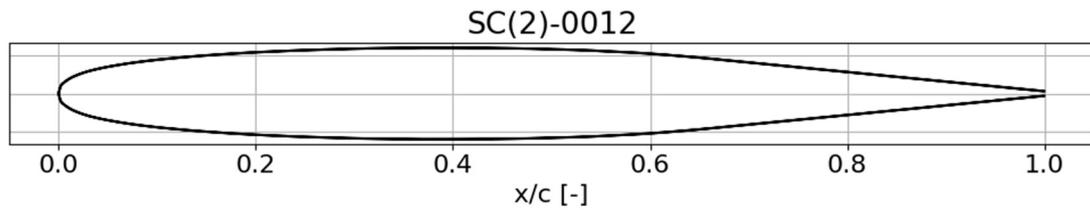
5.1. 検討翼型形状の諸元

5.1.1. 翼型断面形状

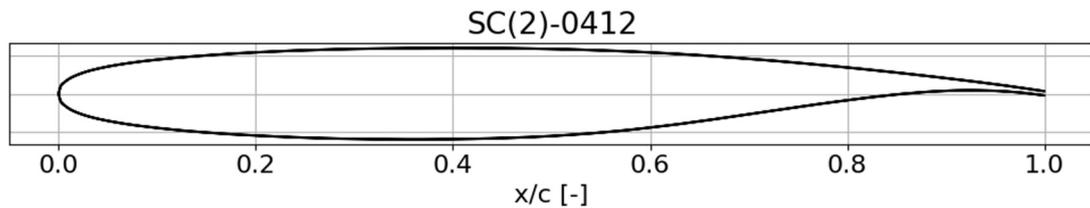
3章で示した通り，現状小型 BWB 旅客機に適用している胴体の断面翼型は SC(2)-0712 翼型である．この BWB 機は $M=0.8$ で巡航飛行を想定することから，遷音速域での飛行であり衝撃波の生成が予想される．衝撃波生成の抑制が期待できる翼型はスーパークリティカル翼であることから，比較を行う翼型もその中から選択した．図 5.1 に現在用いている SC(2)-0712 を，図 5.2 に比較に用いる翼型を示す．比較に用いる翼型は SC(2)-0012，SC(2)-0412，SC(2)-0612 の三種類⁽³³⁾である．いずれの翼型もスーパークリティカル翼であり，その特徴として上面がフラットに近い形状であること，SC(2)-0012 以外は下面後方にキャンバーを持つことなどである．また，比較を行う翼型はすべて翼厚が 12[%]であるものを使用する．それぞれの翼型の違いは最大キャンバーとその位置である．その違いを表 5.1 にまとめる．SC(2)-0412，SC(2)-0612，SC(2)-0712 の順に最大キャンバーが大きくなっており，その位置に関してはコードの SC(2)-0412 は 83[%]位置，SC(2)-0612 と SC(2)-0712 は 81[%]位置となっている．これらの翼型を BWB 形状の胴体部に適用させる．

表 5.1 比較する翼型の違い

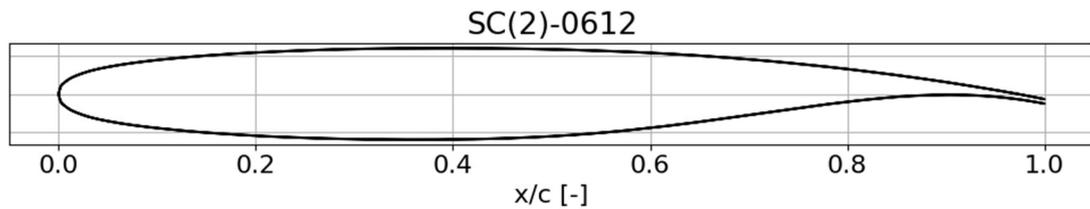
Body airfoil	Maximum camber [%]	The position of maximum camber ([%] of chord)
SC(2)-0712 (present airfoil)	2.2	81
SC(2)-0012	0	0
SC(2)-0412	1.3	83
SC(2)-0612	1.9	81



(a) SC(2)-0712



(b) SC(2)-0712



(c) SC(2)-0712

図 5.1 比較を行う翼型

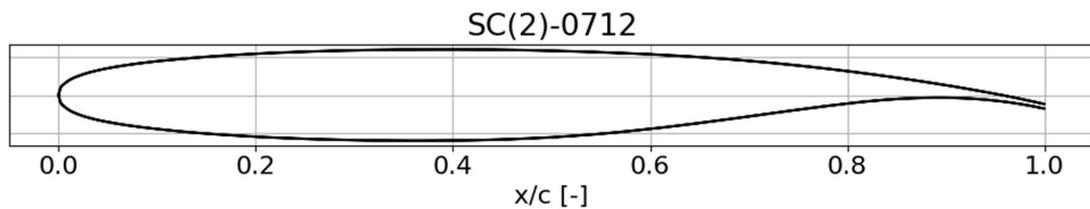


図 5.2 現在使用している SC(2)-0712

5.1.2. 翼洞境界位置の設定

比較を行う翼型を BWB 形状の胴体部に適用させる。4 章の結果より，胴体部を機体中心($y=0$)から翼洞境界位置となる設計変数 $n3(y=8.0)$ とする。翼洞境界位置から翼端までを翼部とし，翼部の断面翼型には今まで通り SC(2)-0712 を適用する。翼洞境界位置から翼端までは連続的に翼型が変化し，翼端において SC(2)-0712 の形状となる。

図 5.3 に胴体部と翼部の配置を示す。描かれている BWB 形状は前章の最適形状であり，胴体中心からスパン方向 8[m]位置にある翼洞境界位置までが胴体部であり，翼洞境界位置から翼端までを翼部としている。

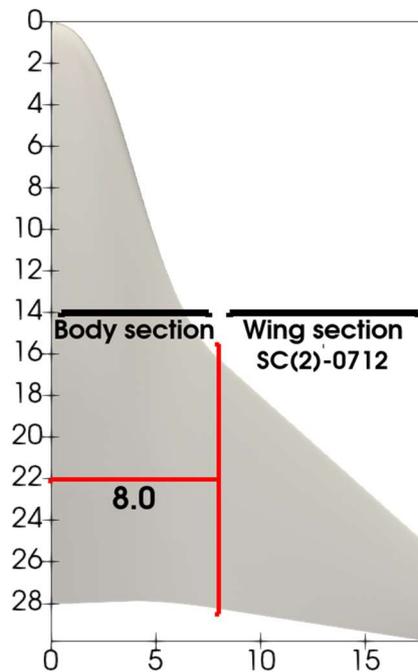


図 5.3 胴体部と翼部の配置

5. 2. 比較翼型の検討結果

5. 2. 1. 空力係数評価

前節で提示した翼型をそれぞれ胴体部に適用させて CFD による空力性能評価を行った結果を表 5.2 に示す。現在の SC(2)-0712 を適用させた BWB 形状での L/D 値を比較すると、SC(2)-0012 と SC(2)-0412 を適用させた BWB 形状では L/D が 0.5 程度向上した。また、SC(2)-0612 を適用させた BWB 形状に関しては、L/D がわずかに低下した結果となった。揚力係数 C_l と抗力係数 C_d について比較すると、SC(2)-0012 は C_l 値が低下したものの、それ以上に C_d が減少し、結果として L/D は上回る結果となった。SC(2)-0412 については、 C_d がわずかに増加したが、 C_l も増加したため、SC(2)-0712 の L/D を上回る結果となった。SC(2)-0612 に関しては、 C_l と C_d のいずれも増加し、 C_d のほうが大きく増加した結果、L/D としては減少する結果となった。

以降の小節において、現状の SC(2)-0712 を胴体に適用させた BWB 形状と SC(2)-0012 を適用させた形状の比較を行い、胴体断面翼形状の違いを考察する。その際、SC(2)-0712 を適用させた BWB 形状を「0712 形状」、SC(2)-0012 を「胴体 0012 形状」と呼ぶこととする。

表 5.2 比較した翼型の空力性能結果

Body airfoil	Cl	Cd	L/D
SC(2)-0712 (present airfoil)	0.176	0.829e-02	21.21
SC(2)-0012	0.140	0.642e-02	21.85
SC(2)-0412	0.188	0.866e-02	21.74
SC(2)-0612	0.200	0.100e-01	20.03

5.2.2. 表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較

図 5.4 に 0712 形状と胴体 0012 形状の表面圧力分布を示し、比較する。図 5.4 の左側に 0712 形状、右側に胴体 0012 形状を配置している。(a)では上面図を示しており、胴体部後方において、0712 形状と比べ、胴体 0012 形状では負圧領域が前方にシフトしていることがわかる。これは胴体部の断面翼型が変化し、胴体部後端が上がっているためと考えられる。(b)は下面図であり、ほとんど違いが確認されない。(c)は正面図であり、こちらも大きな違いは確認できない。

図 5.5 に 0712 形状と胴体 0012 形状のマッハ数分布を示し、比較する。(a)では上面図を示しており、翼前縁の高マッハ数領域がわずかに減少していることがわかる。また胴体部においても、胴体後方まで広がっていた高マッハ数領域が中央部のみとなっていることがわかる。(b)では下面図であり、胴体部において高マッハ数領域が後方まで伸びていることが確認できる。また、0712 形状において翼部中央付近にある $M=0.6$ から 0.7 の領域が胴体 0012 形状では $M=0.7$ から 0.8 程度に速くなっていることが確認できる。(c)は正面図であり、大きな違いはみられない。

図 5.6 では 0712 形状、図 5.7 では胴体 0012 形状の翼上面での衝撃波の様子を示す。いずれの図においても、胴体表面に圧力係数分布を示し、マッハ数が $M \geq 1$ となる領域を衝撃波として赤色で示している。図 5.6 より、0712 形状では翼前縁の広範囲にわたって衝撃波が生成されていることが確認できる。図 5.7 において、胴体 0012 形状では翼胴境界位置から翼部の中央部付近にかけて衝撃波が生成されていることがわかる。胴体断面翼形状を変化させたことで翼胴境界位置から翼端までの断面形状も連続的に変化していることから、翼部での形状にも変化があり、結果として衝撃波が緩和されたものと考えられる。そのため、抵抗係数が大きく低下し、L/D 向上につながった。

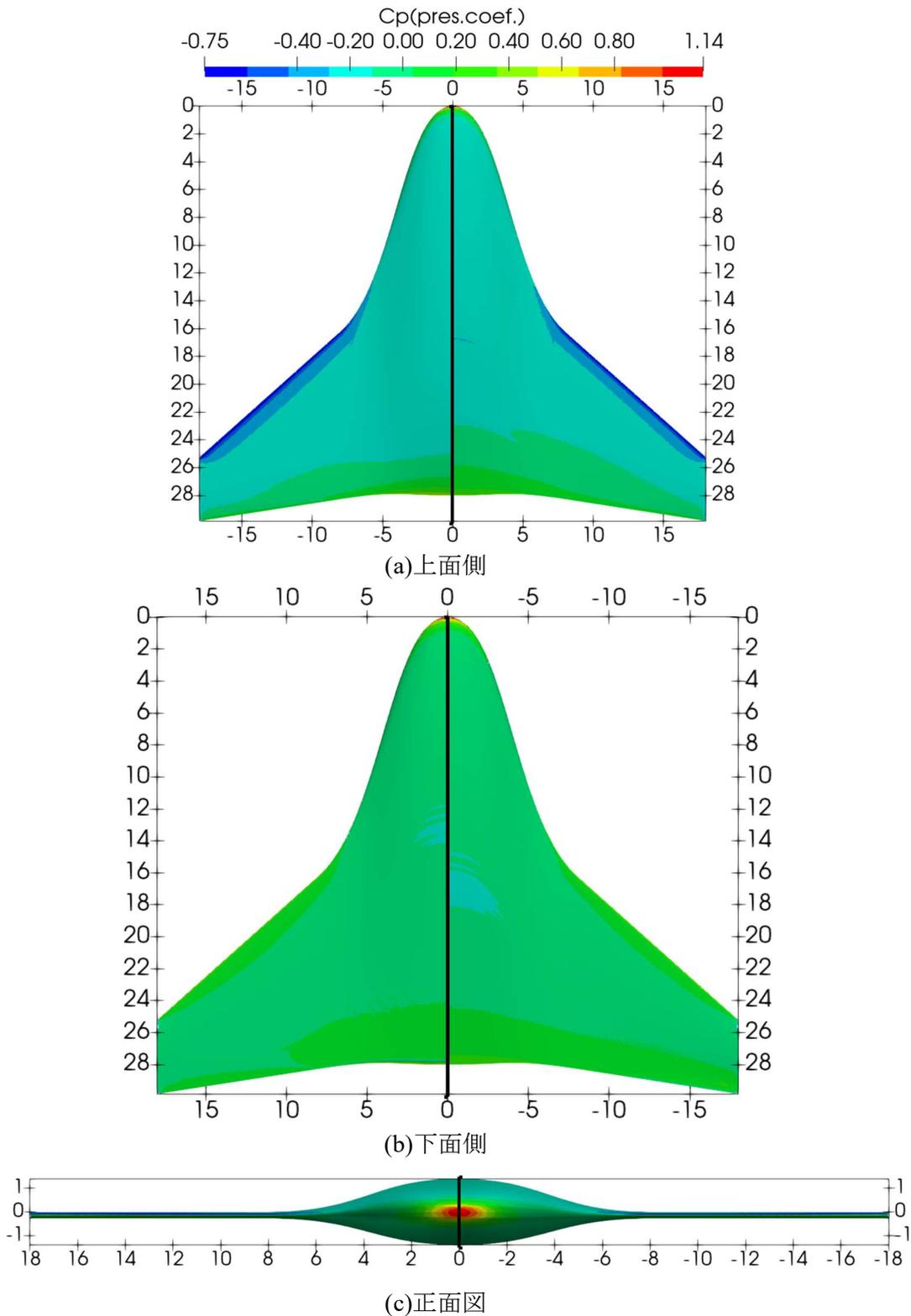


図 5.4 0712 形状(左)と胴体 0012 形状(右)の表面圧力係数分布

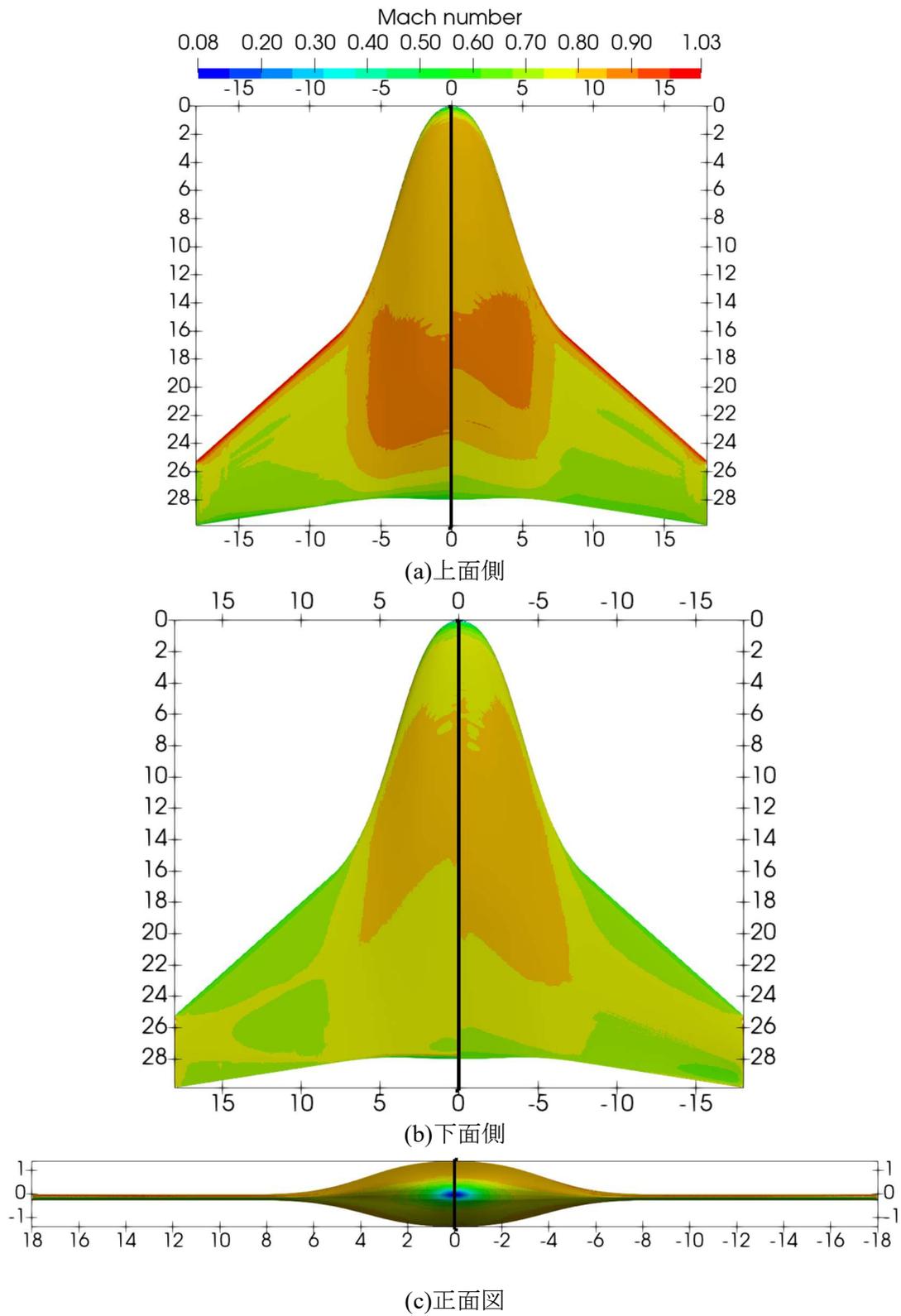
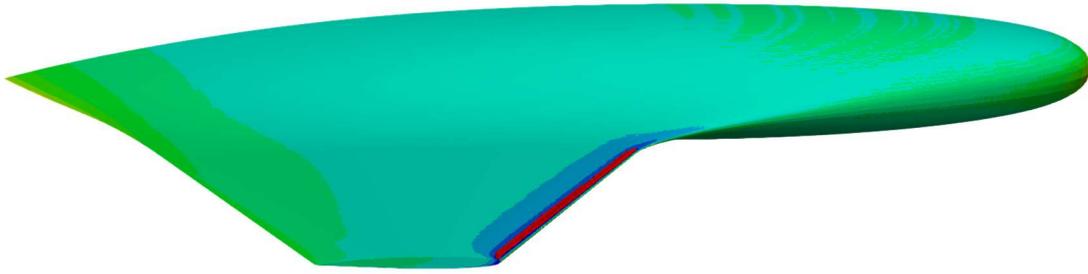
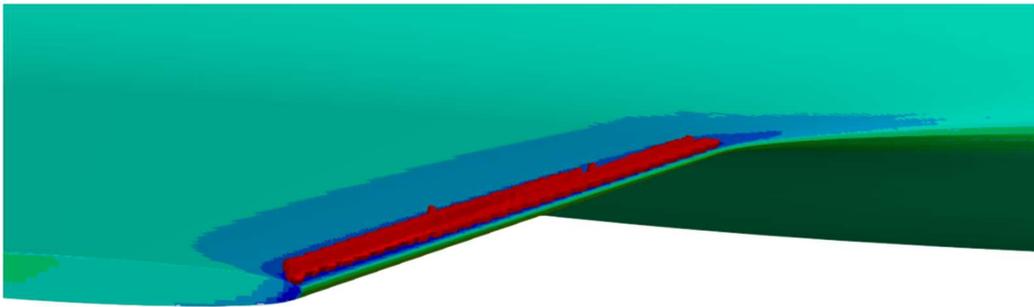


図 5.5 0712 形状(左)と胴体 0012 形状(右)のマッハ数分布

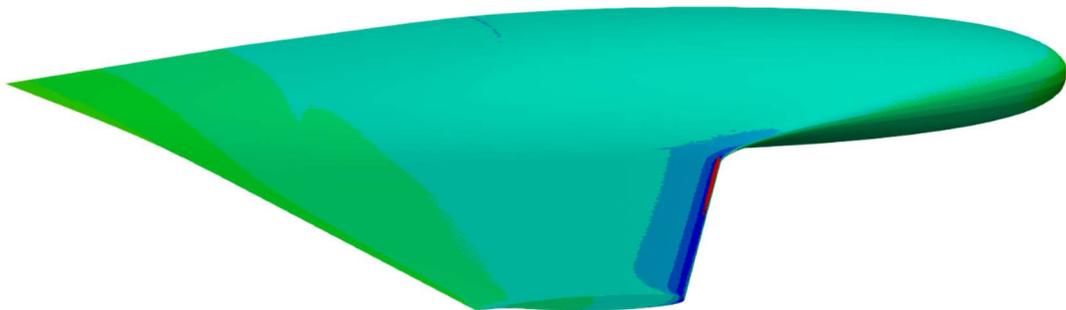


(a)全体図

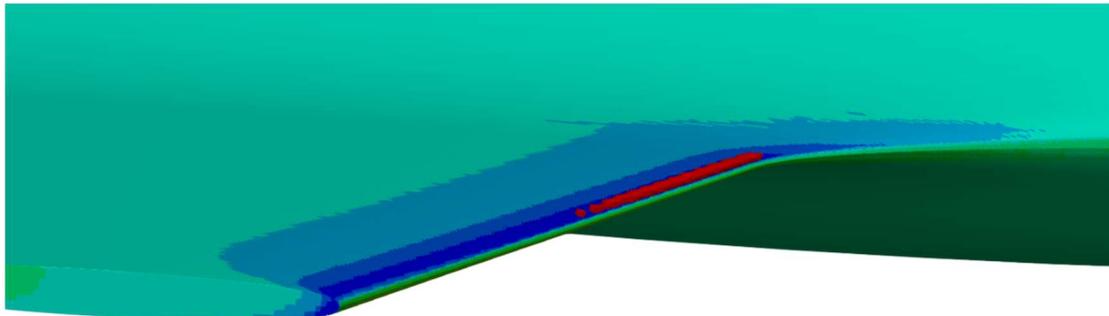


(b)翼上面拡大図

図 5.6 0712 形状の翼上面での衝撃波の様子
(胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)



(a)全体図



(b)翼上面拡大図

図 5.7 胴体 0012 形状の翼上面での衝撃波の様子
(胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)

5.2.3. Cp 線図の比較

図 5.8 に 0712 形状と胴体 0012 形状での Cp 線図取得位置を示し、図 5.9 に各位置での Cp 線図とその位置での断面翼形状を示す。図 5.8 での断面翼形状はそれぞれのコード長で正規化している。0712 形状の結果を青線、胴体 0012 形状の結果を赤線で示す。(a)では胴体中心からスパン方向に 1.8[m](スパン方向 1[%]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する。断面翼形状に関してはキャンバーの違いが見て取れる。Cp 線図を比べると、0712 形状ではコード長 50[%]から後端にかけて上下面で圧力差が生じ、揚力を得られていたが、胴体 0012 形状ではキャンバーのない対称翼であるため、圧力差の大きさに差が生じた。(b)では胴体中心から 8[m]位置である、翼胴境界位置での Cp 線図と断面翼形状を比較する。Cp 線図について比較すると、翼前縁での流体のよどみの強さに変化はないといえる。しかし、コード長 50[%]から後端にかけては胴体 0012 形状での上下面での圧力差が 0712 と比べ小さいことがわかる。

(c)は翼端(スパン方向 99[%]位置)で比較する。翼端での断面形状は本来、いずれの形状でも SC(2)-0712 が適用されているはずである。しかし、(c)からわかる通り、形状に差が生じている。これは本章において BWB の CAD モデルを生成するソフトウェア OpenSCAD の形状表現方法を変更したためである。4 章では凸包⁽³⁷⁾という方法を用いていたため、意図せず翼型下面側のキャンバーを表現できていなかった。そこで本章での計算の際、表現方法を「Polyhedron(多面体)」⁽³⁷⁾に変更したところ、翼下面部でのキャンバーの正確な表現が可能となった。Cp 線図を比較すると、胴体 0012 形状はわずかに前縁での圧力の低下が弱まり、後縁近くにおいて下面での圧力上昇がみられる。結果として 0712 形状と比べ、より大きな揚力が得られている。Cp 線図の比較において、断面翼型の変化を確認できたが、胴体付近と翼胴境界位置のいずれも上面と下面の圧力差が小さくなっており、揚力が低下していることがわかる。

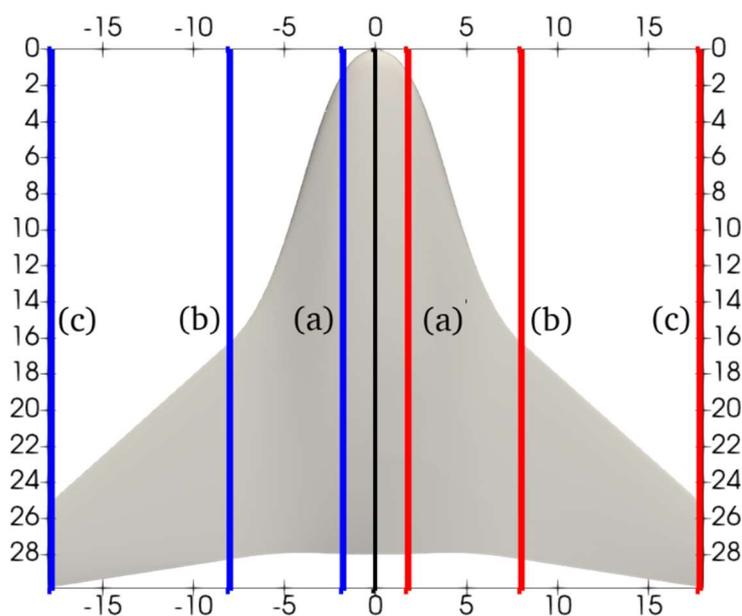
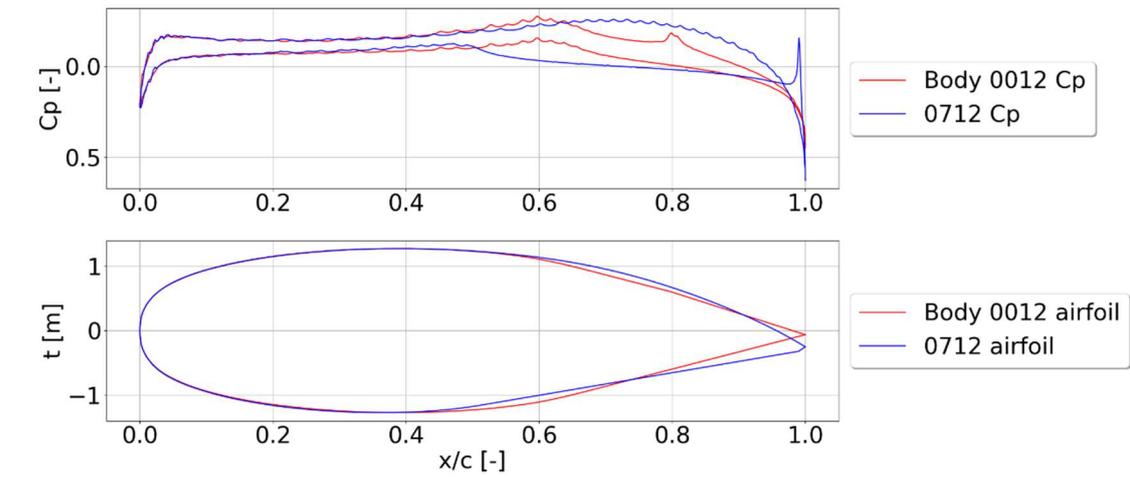
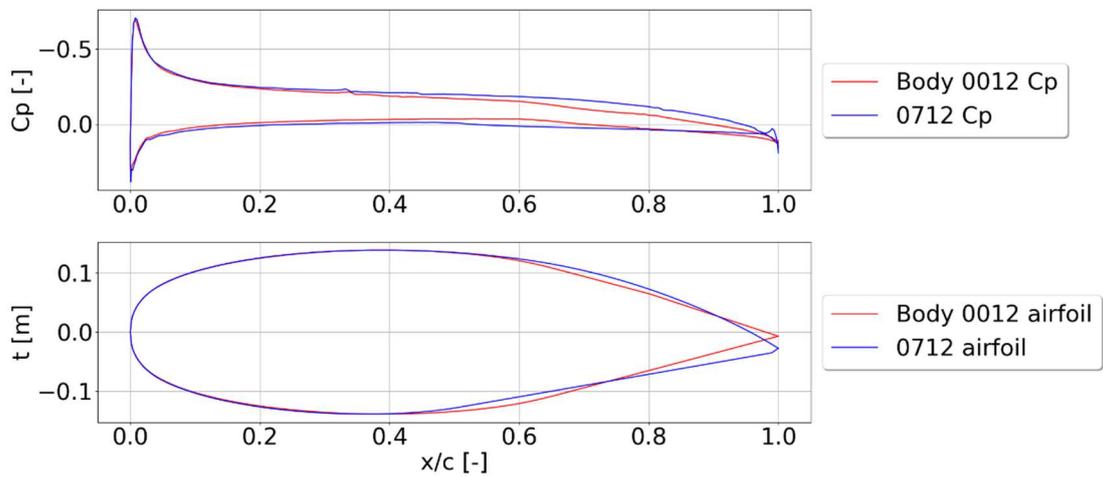


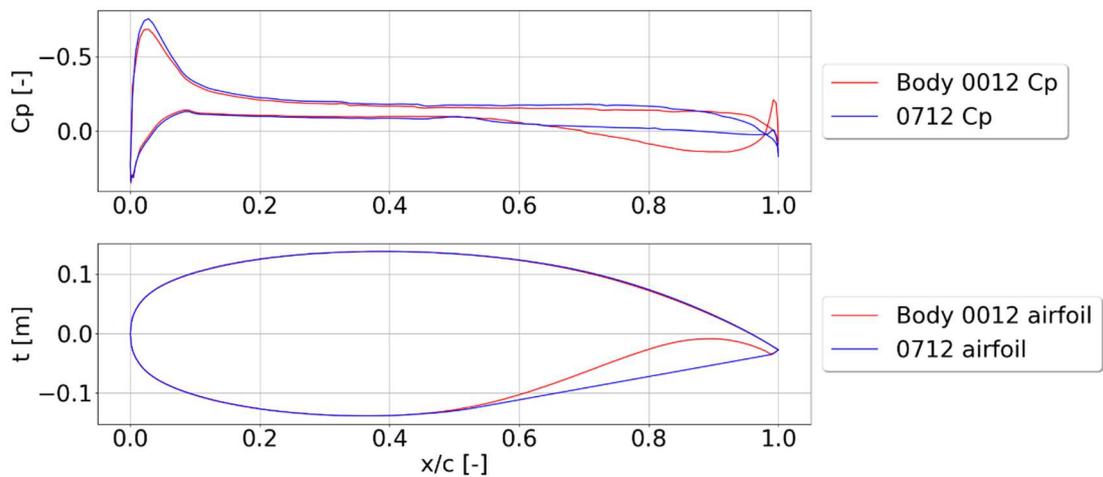
図 5.8 0712 形状(左)と胴体 0012 形状(右)の Cp 線図取得位置



(a)胴体中心付近(スパン方向 1[%]位置)



(b)翼胴境界位置(胴体中心から 8[m]位置)



(c)翼端(スパン方向 99%位置)

図 5.9 0712 形状(青)と胴体 0012 形状(赤)の C_p 線図

5.3. 検討結果と考察

本章では、胴体部の断面形状についてスーパークリティカル翼である SC(2)-0012, SC(2)-0412, SC(2)-0612 を比較対象として用いた。胴体部の断面形状のみを変更し、翼部に関しては変更をせず SC(2)-0712 を用いた。各翼型を胴体に適用させ、CFD による空力性能評価を行った結果、SC(2)-0012 と SC(2)-0412 を胴体に適用させた BWB 形状は L/D が向上した。マッハ数分布を比較すると、翼部前縁での衝撃波が緩和されたことが確認できた。

本研究では、巡行時の迎角を 2[deg]とするトリム飛行を想定している。そのため、胴体部に対称翼である SC(2)-0012 を適用させても、揚力を得られている。また、BWB 形状は胴体部においても揚力が得られることが利点の一つである。今回の結果では、SC(2)-0012 を胴体部に適用させた場合、胴体部での揚力はあまり期待できず、L/D は向上したものの揚力係数は低下している。胴体で揚力を得ることを求め、または巡行時迎角の変更を考慮するのであれば、L/D としてはわずかに低下するが、SC(2)-0412 を胴体に適用させた BWB 形状が選ばれる可能性はある。いずれにせよ、胴体の断面翼型形状を変更した結果、L/D が向上することがわかった。

第6章 ウィングレットの形状最適化計算

4章での最適化計算による結果より、小型 BWB 旅客機の最適形状での翼端翼弦長は 4.6[m]となった。翼端では翼端渦の生成による誘導抵抗が発生するが、翼端翼弦長が大きい場合、より強い翼端渦の生成が予測される。そこで本章では、翼端に対してウィングレットを付加させ、翼端渦の生成を抑制し誘導抵抗を低減できるか調査を行った。その結果を示す。

6.1. ウィングレットの形状

4章での結果から翼端翼弦長は 4.6[m]であり、小型機サイズにおいてこれほど大きな翼端翼弦長を持つ機種はない。そのため、ウィングレットの形状を定義し、形状最適化計算を行うことで、小型 BWB 旅客機に適するウィングレット形状を取得するものとする。

6.1.1. ウィングレットの形状定義変数

ウィングレット形状を定義するため、変数を定義する。現在、従来型 TAW のウィングレットとして用いられている形状を参考⁽³⁸⁾に変数を定義した。形状変数を表 6.1 に示し、その定義位置を図 6.1 に示す。dv3 はウィングレットのスパン方向長さの機体全体のスパンに対する割合、wls はウィングレットのスパン方向長さ、wll は翼端前縁からのウィングレットの主流方向長さ、wlh は翼端底面からのウィングレットの高さである。また、n4, n5, n6, n7 は xy 平面上においてウィングレットを曲線で描くための制御点であり、n4 と n5 はウィングレット前縁側の制御点、n6 と n7 は後縁側の制御点である。同様に、n8, n9, n10, n11 は zy 平面上においてウィングレットを曲線で描くための制御点であり、n8 と n9 はウィングレット下面側の制御点、n10 と n11 は上面側の制御点である。以上のように形状変数とその位置を定義すると、ウィングレットは 12 個の変数により立体表現ができる。

表 6.1 形状変数

dv3	The length percentage of winglet
wls	The winglet span
wll	The winglet length
wlh	The winglet height
n4, n5, n6, n7	Control points of xy-plane
n8, n9, n10, n11	Control points of zy-plane

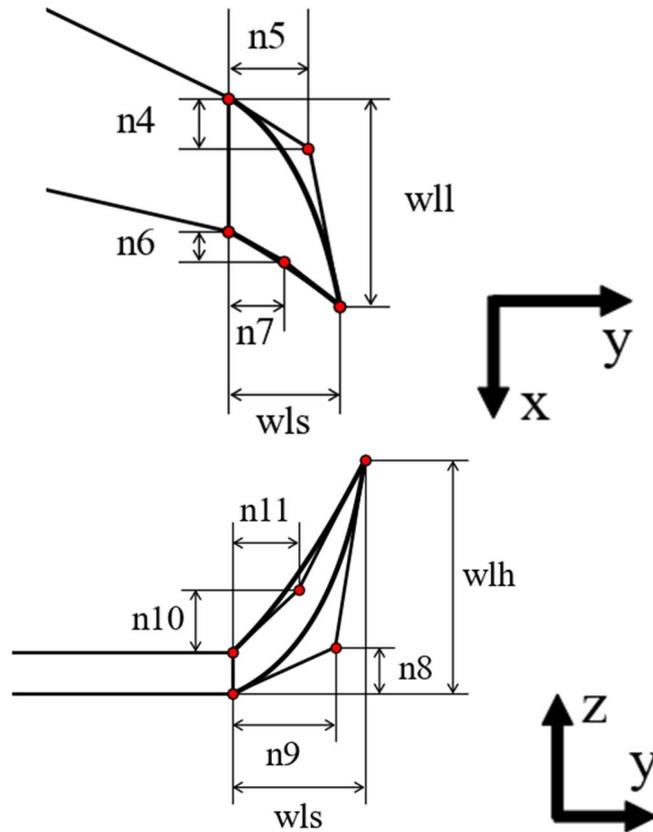


図 6.1 ウィングレットの形状変数の定義位置

6.1.2. 形状表現法

定義した形状変数に対して、ウィングレットを曲線で表現するため、ウィングレット前縁と後縁、下面と上面をそれぞれベジエ曲線で結ぶ。図 6.2 にベジエ曲線により描かれたウィングレットを示す。赤点は 3 章と前小節で定義した形状定義変数の位置であり、図 6.1 の赤点と対応する。赤線で描かれる曲線 $L5$, $L6$, $L7$, $L8$ は 3 点制御ベジエ曲線により生成される。3 点制御ベジエ曲線は以下の式より表せる。

$$P = (1-t)^2 P_A + 2t(1-t) P_B + t^2 P_C \quad (0 \leq t \leq 1) \quad (6.1)$$

ここで P_A , P_B , P_C は制御点の座標位置であり、表 6.2 に対応する座標位置を示す。図 6.2 で示すように、ベジエ曲線によりウィングレット形状を表す制御点は 10 点となる。定義した形状変数により、これらの制御点の変動することでウィングレットの形状変形が可能となる。

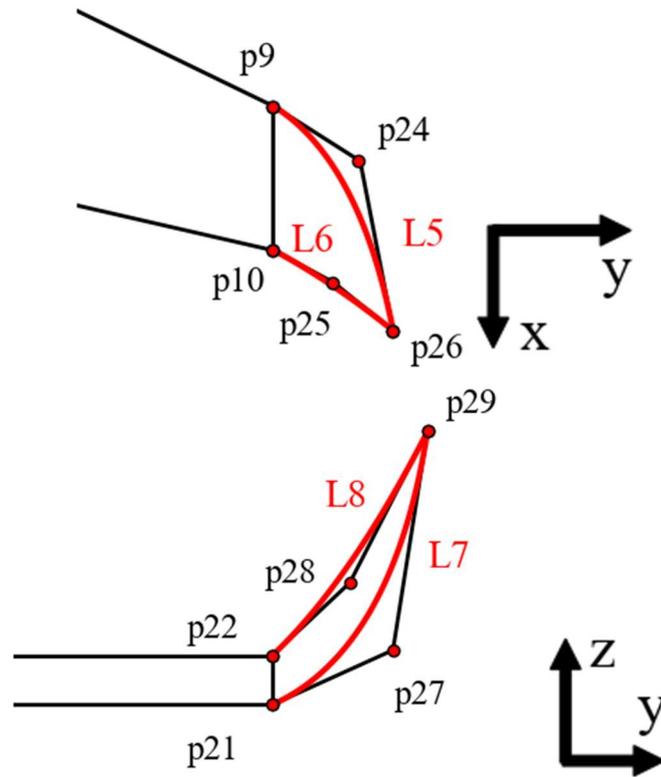


図 6.2 座標位置とベジェ曲線によるウィングレットの形状表現

表 6.2 式(6.1)でのベジェ曲線と図 6.2 における制御点の対応関係

	P_A	P_B	P_C
$L5$	P_9	P_{24}	P_{26}
$L6$	P_{10}	P_{25}	P_{26}
$L7$	P_{21}	P_{27}	P_{29}
$L8$	P_{22}	P_{28}	P_{29}

6.2. 目的関数と制約条件

これまでにウィングレットの形状定義を行った。このウィングレットに対して形状最適化計算を行い、小型 BWB 旅客機に最適なウィングレット形状を取得する。その後、得られたウィングレットが誘導抵抗を低減し、L/D の向上に寄与するか確認する。

ウィングレットの形状最適化計算において、目的関数を L/D とし、その最大化を目的とする。制約条件は設計変数の設計空間とベジェ曲線制御点位置とし、式(6.2)に示す。設計空間に関しては次節で述べる。ベジェ曲線制御点に関する制約としては、曲線の中央に位置する制御点(式(6.1)における P_B)が曲線の端点(式(6.1)における P_A と P_C)を超えない範囲となる制約と、曲線が交わりウィングレットの厚みがなくなることで形状が生成

できなくなることがない大小関係としている．式(6.2)の制約条件において，最後の二つの不等式の数値 4.6 は BWB 形状の翼端翼弦長であり，数値 0.2 は翼端翼厚である．この不等式を置くことで，曲線同士が交わる配置の組み合わせを排除できる．

$$\begin{array}{ll}
 \text{Maximize} & L/D \\
 \text{subject to} & \left\{ \begin{array}{l}
 \text{design space of design parameters} \\
 n4 \leq wll \\
 n5 \leq wls \\
 n6 \leq wll \\
 n7 \leq wls \\
 n8 \leq wlh \\
 n9 \leq wls \\
 n10 \leq wlh \\
 n11 \leq wls \\
 n4 \leq n6 + 4.6 \\
 n8 \leq n10 + 0.2
 \end{array} \right. \quad (6.2)
 \end{array}$$

6.3. 設計変数

本最適化計算で使用した設計変数の設計空間を表 6.3 に示す．設計変数の位置は図 6.1 に示した通りである．ウィングレットの形状を定める変数のうち，10 個を最適化計算での設計変数とする．各設計変数は 6.1 節で示したとおりであり，表 6.4 よりウィングレットのスパン方向長さ wls のみ $dv3$ の従属変数であることから，設計変数に含まなかった．各設計空間に関して， $dv3$ は BWB 機のハーフスパンに対するウィングレットのスパン方向長さ割合であり，上限値を 10[%]とした． wll は翼端翼弦長の 1.5 倍である 6.8[m]上限値とした． wlh はウィングレット高さであり， wll の上限値の半分とし 3.4[m]を上限値とした．ベジエ曲線制御点はそれぞれ， x 軸方向距離を定める $n4$ と $n6$ の上限値は wll の上限値と同じく 6.8[m]， z 軸方向距離を定める $n8$ と $n10$ の上限値は wlh の上限値と同じく 3.4[m]とした． y 軸方向距離を定める $n5$ ， $n7$ ， $n9$ ， $n11$ の上限値は wls の上限値となる 1.8[m]とした．

表 6.3 設計変数の設計空間

Parameter	Lower value	Upper value
$dv3$	0	10
wll	0	6.8
wlh	0	3.4
$n4$	0	6.8
$n5$	0	1.8
$n6$	3.4	6.8
$n7$	0	1.8
$n8$	0	3.4
$n9$	0	1.8
$n10$	0.2	3.4
$n11$	0	1.8

表 6.4 その他の形状変数の値

dv3	design variable 1	n6	design variable 6
wls	(18 * dv3)	n7	design variable 7
wll	design variable 2	n8	design variable 8
wlh	design variable 3	n9	design variable 9
n4	design variable 4	n10	design variable 10
n5	design variable 5	n11	design variable 11

6.4. 最適化条件

最適化計算において、CFD による空力性能評価を行う際に計算格子を生成する必要がある。今回定義したウイングレットは後端が鋭く、ベジエ曲線により曲率が大きいことから格子生成が困難な場合が多い。そのため、まずサンプルデータのために CFD を行い、流れ場の定常解が得られた形状のデータをサンプルデータセットとした。その後、得られたサンプルデータセットに対して最適値探索を実行した。計算の流れを図 6.3 に示す。

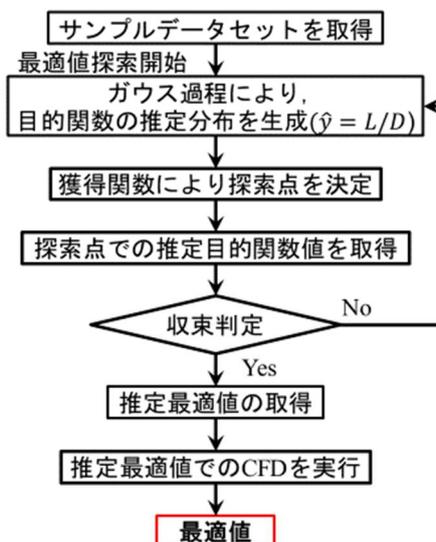


図 6.3 本最適化計算での流れ

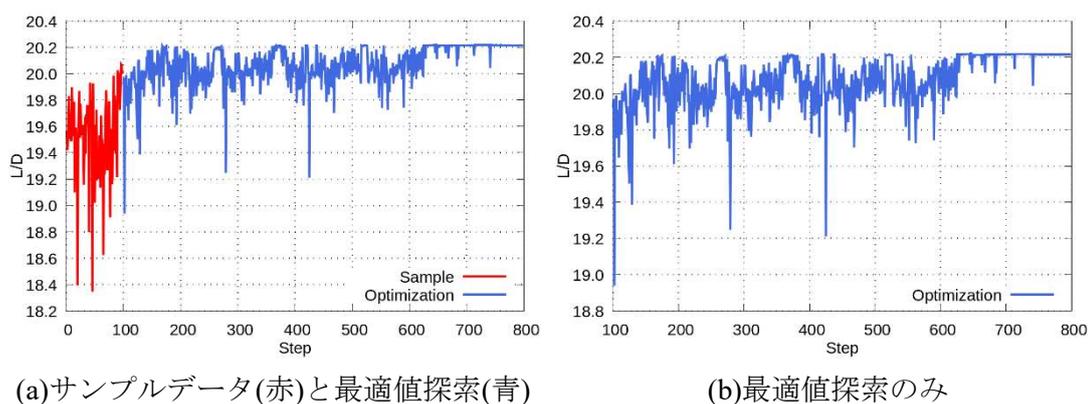
4 章での形状最適化計算では、最適値探索に得られたすべての形状に対して空力性能評価を行っていたが、今回は最適値探索を行う際に CFD を行わず、最終的に得られた最適値での形状に対してのみ CFD による空力性能評価を行った。このようにすることで、最適値探索に多くの時間をかけることが可能になる。ただし、サンプルデータが少なすぎると収束性が悪い、または推定最適値の値が CFD 実行後の最適値と大きくずれる可能性がある。

本計算のサンプルデータセットには 99 形状の結果を用いた。また、終了条件を最適値探索回数とし、その値を 700 回とした。

6.5. 結果

6.5.1. 収束確認

サンプルデータ 99 形状の結果を取得し、最適値探索を実行した。700 回の最適値探索を行い、推定最適値を得た。計算時間は約 71 時間であった。図 6.4 にサンプル点と最適値探索での L/D 経過を示す。(a)より、サンプルデータは L/D の値にばらつきがあり、およそ 18.4 から 20 を超える形状が含まれていることが確認できる。最適値探索 (Step=100)に入ってから、はじめはサンプルデータと同程度の L/D となっているが、探索を進めるにつれて、振動はあるものの L/D が 20 を超える形状を得ていることがわかる。(b)において最適値探索が 530 回(Step=630)を超えたあたりから収束しはじめ、L/D=20.2 あたりで収束していることが確認できる。



(a) サンプルデータ(赤)と最適値探索(青)

(b) 最適値探索のみ

図 6.4 サンプルデータと最適値探索での L/D 経過
(サンプルデータ 99 点, 最適値探索 700 回)

最適値探索における設計変数の収束状況を図 6.5 に示す。図より、ほとんどの設計変数が設計空間全体にばらつきがあることが確認できる。設計変数 $dv3$ は上限値に値が偏っていることがわかる。 wll , wlh , $n5$ は値のばらつきがあるが、上限値付近に値がある程度集中している。 $n4$ は下限値に値が多くあることが確認できる。 $n7$ は下限値付近の値が高い L/D と結果を得ており、 $n8$ と $n10$ は値が大きくなるにつれて L/D の値が高くなる傾向が確認できる。 $n6$, $n9$, $n11$ は値が範囲全体に分布していることがわかる。図 6.6 では最適値探索での各設計変数と L/D の結果を PCP により示す。左端の軸が最適化計算の回数であり、数を重ねるほど黄色が強いことを考慮すると、特に $n4$ と $n7$ は下限値側に値が集中していることが分かる。また、 wlh , $n5$, $n6$, $n9$ に関しては上限値に値が集中している傾向にあることが分かる。 $n8=2.5$ あたり、 $n10=3.0$ あたりに値が集中していることが確認でき、これらの値は設計空間内部で収束したことが分かる。

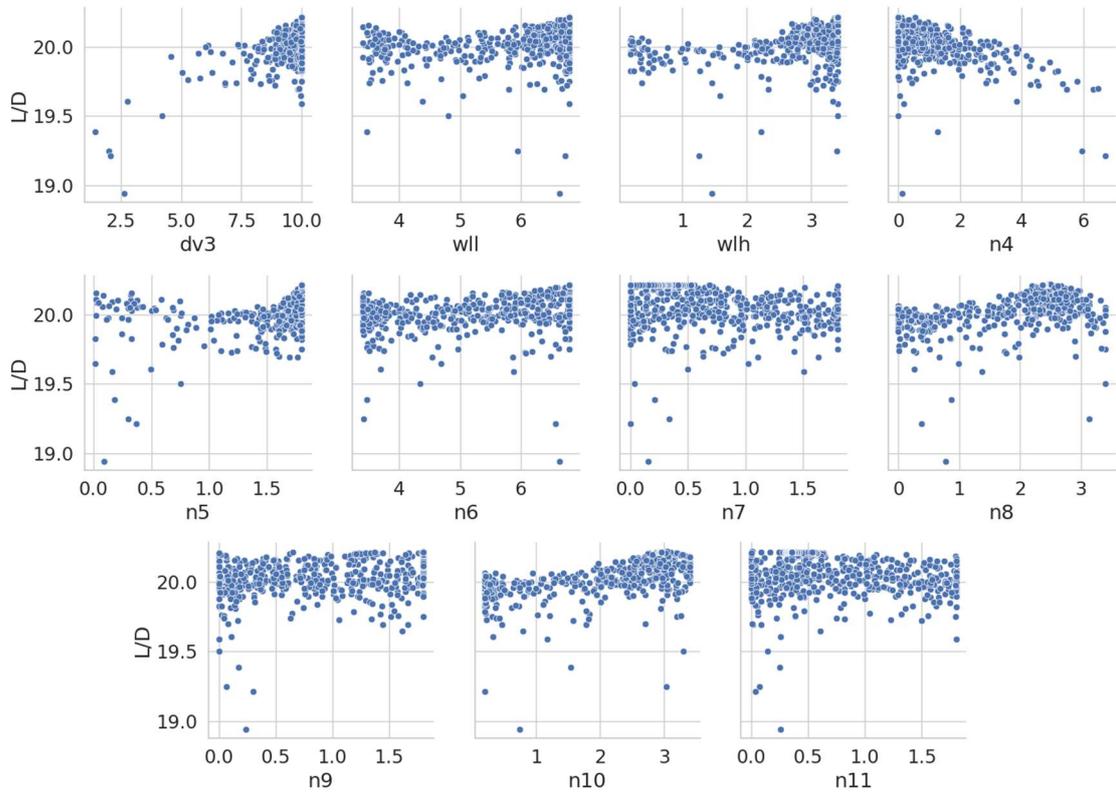


図 6.5 最適値探索における各設計変数と L/D の散布図
(縦軸： L/D ，横軸：各設計変数)

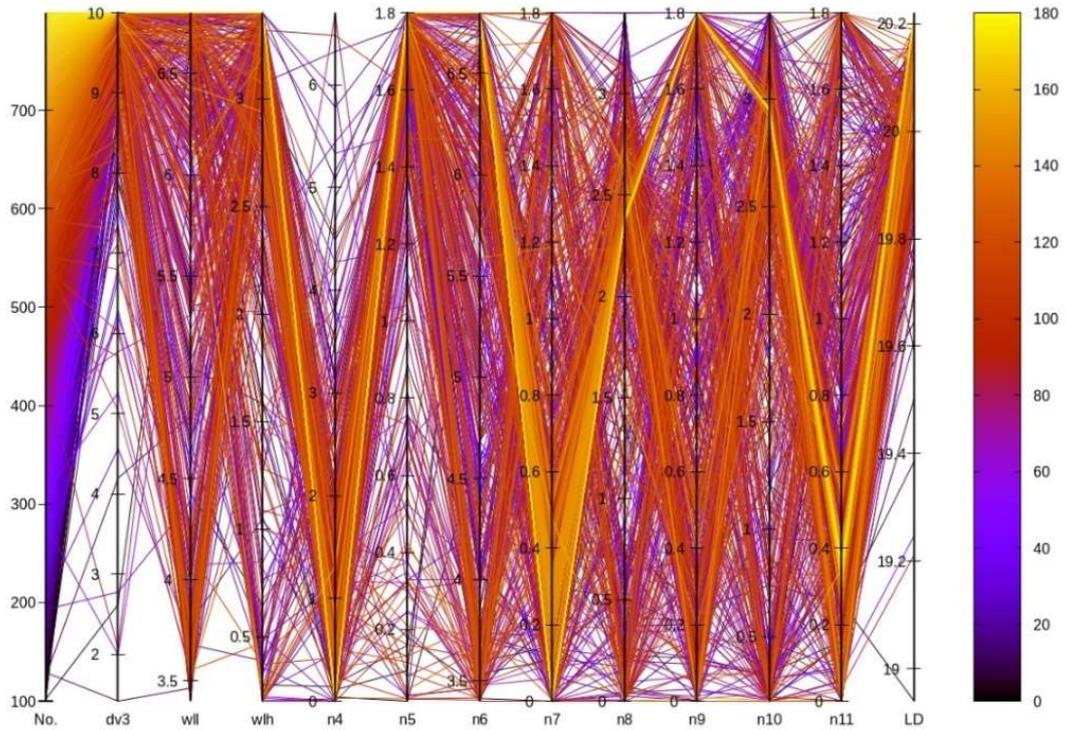


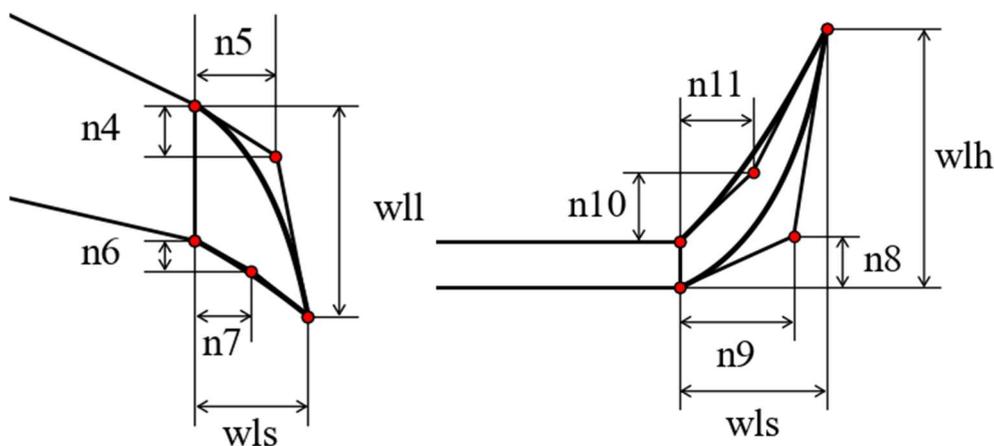
図 6.6 PCP による最適値探索での各設計変数と L/D の推移

6.5.2. 最適形状

本計算で得られた推定最適値での設計変数値を表 6.5 に、最適形状を図 6.7 に示す。表 6.3 の設計空間と比較すると、 $dv3$, wll , wlh , $n4$, $n5$, $n9$ の 6 個の設計変数で境界値となる結果となった。 $dv3$, wll , wlh , $n5$, $n9$ は上限値となり、特に $dv3$, wll , wlh の 3 変数はウイングレットの大きさを決定する変数であることから、より大きなウイングレットとなるように最適化が進んだものと考えられる。図 6.1 より平面ごとに結果を確認すると、 xy 平面において、 $n4$ が下限値、 $n5$ が上限値となり、 $n6$ は上限値に近い値、 $n7$ は下限値に近い値となった。このことから、 xy 平面上ではウイングレットの面積が最大となるように最適化探索が進んだものと考えられ、図 6.7(c)からも確認できる。また、 zy 平面において、 $n9$ が上限値となり、 $n11$ が下限値となった。一方で、 $n8=2.47$, $n10=3.01$ という結果となり、図 6.7(a)からも確認できる通り、かなり薄いウイングレット形状となった。図 6.7(b)は側面図であり、 xz 平面から見た図である。BWB 翼部の翼端後端部を中心とした扇形のような形状となった。(d)には機首上方からの三次元図であり、ウイングレットとしては今までにない形状であることがわかる。

表 6.5 最適値での設計変数値

Parameter	Optimum
$dv3$	10.0
wll	6.80
wlh	3.40
$n4$	0.00
$n5$	1.80
$n6$	6.79
$n7$	0.20
$n8$	2.47
$n9$	1.80
$n10$	3.01
$n11$	0.01



(再掲)図 6.1 ウイングレットの形状変数の定義位置

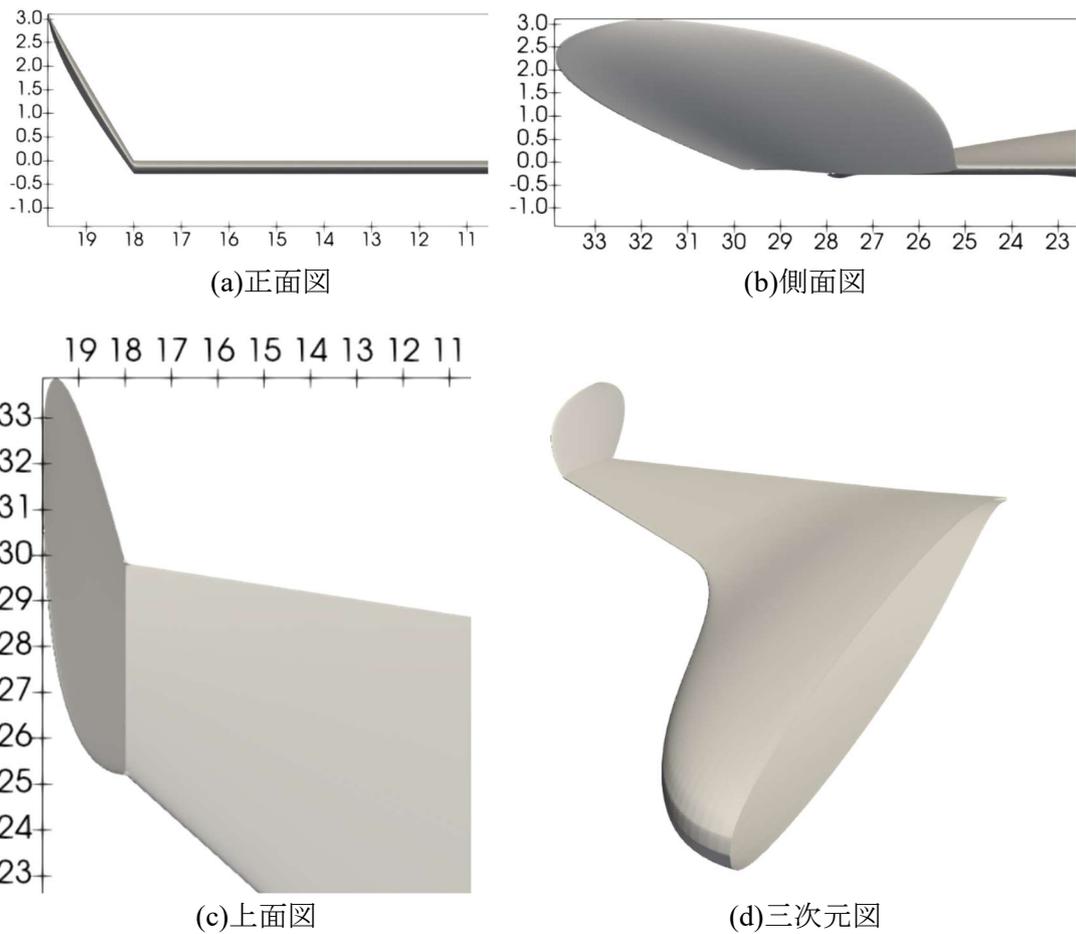


図 6.7 最適形状の三面図と三次元図

得られた推定最適形状に対して、空力性能評価を行った。今回得られた推定最適形状に対して計算格子の表面格子サイズを変更した結果、格子数が約 1300 万セルとなる計算格子が生成された。その後、CFD を実行し、計算時間はおよそ 2.0h であった。同条件での比較のため、ウィングレットのない同じ BWB 形状について、推定最適形状での計算格子の表面格子サイズと一致させて格子生成を行った。格子数は約 690 万セルとなり、CFD を実行した結果、計算時間はおよそ 1.75h であった。それらの L/D と各空力係数の結果を表 6.6 に示す。

推定最適形状は L/D=23.68 という結果を得た。ウィングレットのない同じ BWB 形状での L/D と比較すると L/D は 4.2 程度向上した。揚力係数と抗力係数のいずれを比較しても向上しており、ウィングレットが L/D 向上に大きく寄与していることがわかる。

表 6.6 最適値とウィングレットのない同じ BWB 形状の L/D 比較

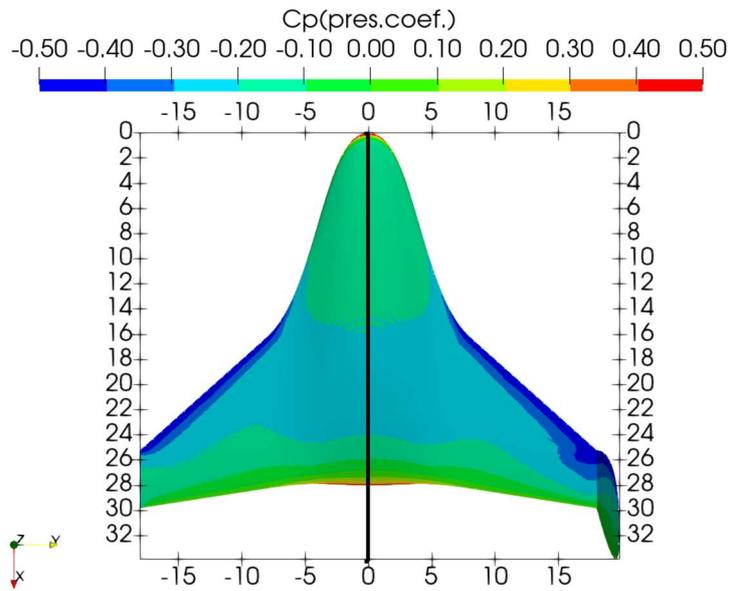
Parameter	Optimum	Without winglet
Cl	0.244	0.222
Cd	0.103e-01	0.114e-01
L/D	23.68	19.49

6.5.3. 表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較

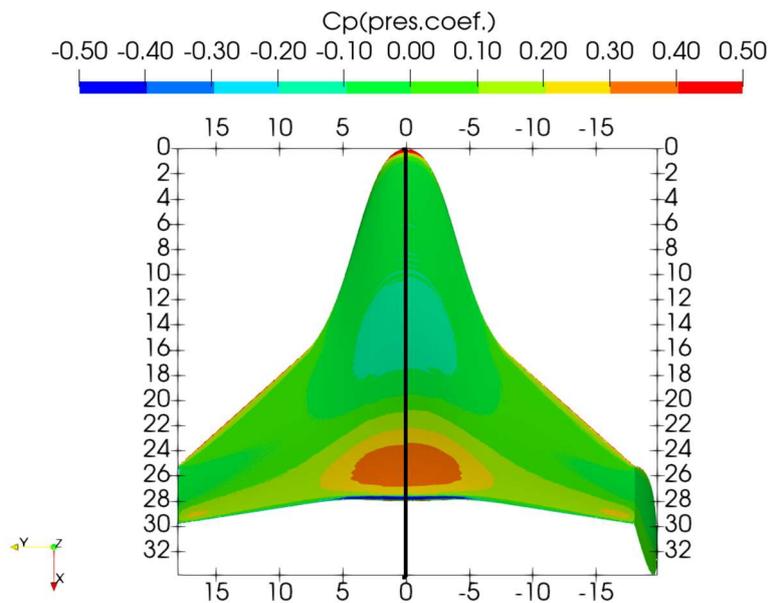
図 6.8 に最適形状とウィングレットなし形状の表面圧力分布を示し、比較する。(a)では上面図で比較をしており、翼端において負圧領域が拡大していることが確認できる。ウィングレットを付加したことにより、翼端渦による翼端上面での圧力上昇が抑えられたと考えられる。(b)では下面図を示しており、下面側では大きな差は確認できない。(c)は正面図を示しており、正面から見たウィングレットが薄い形状であることがわかる。正面の圧力係数分布に大きな違いはないことがわかる。

図 6.9 に最適形状とウィングレットなし形状のマッハ数分布を示し、比較する。(a)では上面図を示しており、ウィングレット前縁付近でマッハ数が高い値となっていることがわかる。また、ウィングレットなし形状と比べ、翼部上面においてマッハ数が高い領域が広がっていることが確認できる。(b)は下面図で比較をしており、ウィングレットなし形状では翼端において、マッハ数が上昇している領域が確認できるが、最適形状ではその領域が小さくなっていることがわかる。(c)は正面図であるが、大きな違いは見られない。

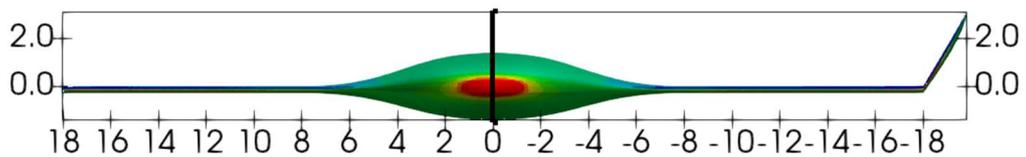
図 6.10 ではウィングレットなし形状、図 6.11 では最適形状の翼上面での衝撃波の様子を示す。いずれの図においても、胴体表面は圧力係数分布を、衝撃波はマッハ数が $M \geq 1$ となる領域を赤色で示している。図 6.10 より、衝撃波が翼部前縁に生成されていることが確認できる。図 6.11 より最適形状では、翼部前縁からウィングレット前縁の途中まで衝撃波が生成されていることが確認できる。ウィングレット上では、わずかな上下面の形状差により、衝撃波が生成されたものと考えられる。また、翼端とウィングレットの衝撃波が重なる部分では強い衝撃波が生成されている。ウィングレット前縁から成長している衝撃波の形状より、ウィングレットによる衝撃波が強く影響しているものと考えられる。



(a)上面図



(b)下面図



(c)正面図

図 6.8 ウィングレットなし形状(左)と最適形状(右)の表面圧力係数分布

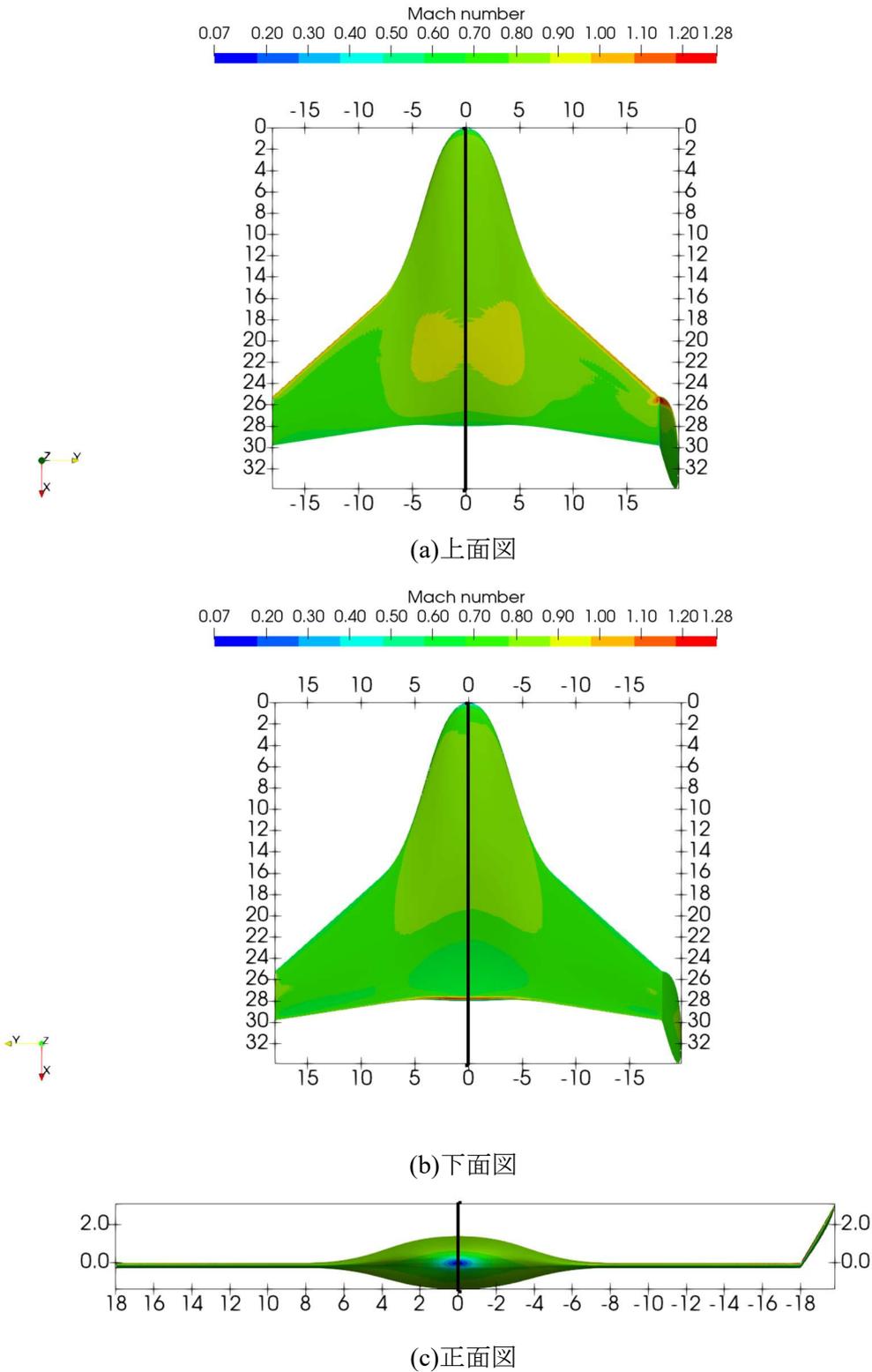
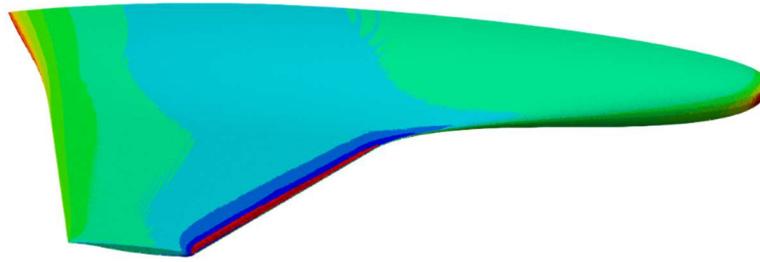
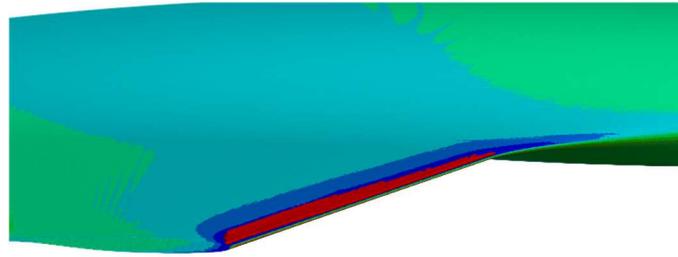


図 6.9 ウィングレットなし形状(左)と最適形状(右)のマッハ数分布

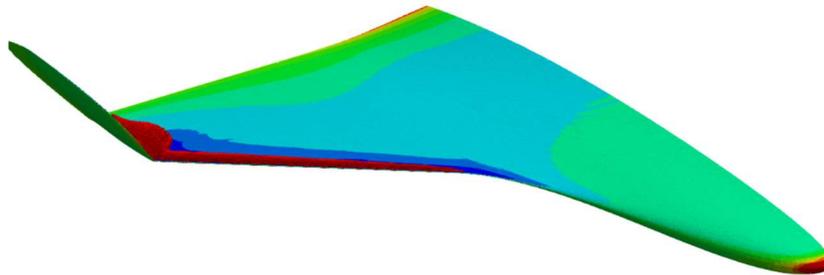


(a)全体図

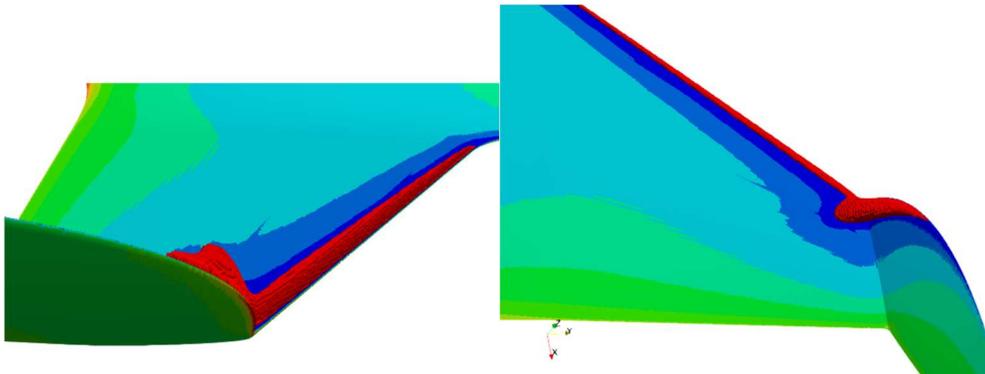


(b)翼上面拡大図

図 6.10 ウィングレットなし形状の翼上面での衝撃波の様子
(胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)



(a)全体図



(b)側面からの翼上面拡大図

(c)翼部上方からの翼上面拡大図

図 6.11 最適形状の翼上面での衝撃波の様子
(胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)

6.5.4. Cp 線図の比較

図 6.12 にウィングレットなし形状と最適形状での Cp 線図取得位置を示し, 図 6.13 に各位置での Cp 線図とその位置での断面翼形状を示す. 図 6.13 での断面翼形状はそれぞれのコード位置で正規化している. ウィングレットなし形状の結果を青線, 最適形状での結果を赤線で示す. (a)は胴体中心から 8[m]位置である, 翼胴境界位置での Cp 線図と断面翼形状を比較する. 断面翼形状は一致しており, Cp 線図もほぼ一致しているといえる. (b)は胴体から 15[m]位置の翼端に近い翼部を比較している. 断面翼形状は一致しているが, ここでは Cp 線図が異なる結果となった. ウィングレットを付加した形状では上面側の順圧力勾配がゆるやかとなり, 上下面での圧力差が大きくなっていることが確認できる. また, わずかながら翼前縁でのよどみがウィングレットを付加した形状では大きくなっていることが確認できる. (c)では翼端(スパン方向 99[%]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する. 断面翼形状は一致しているが, Cp 線図は大きく異なる結果となった. 翼前縁でよどみが起き, 超音速流域が生成された結果, 翼上面での圧力が低下し, コード長 20[%]位置で衝撃波が生成されていることがわかる. また, 翼上下面の圧力差はウィングレットを付加した形状の方が大きく, (b)の結果も考慮すると, 揚力増大にウィングレットが寄与していることが考えられる.

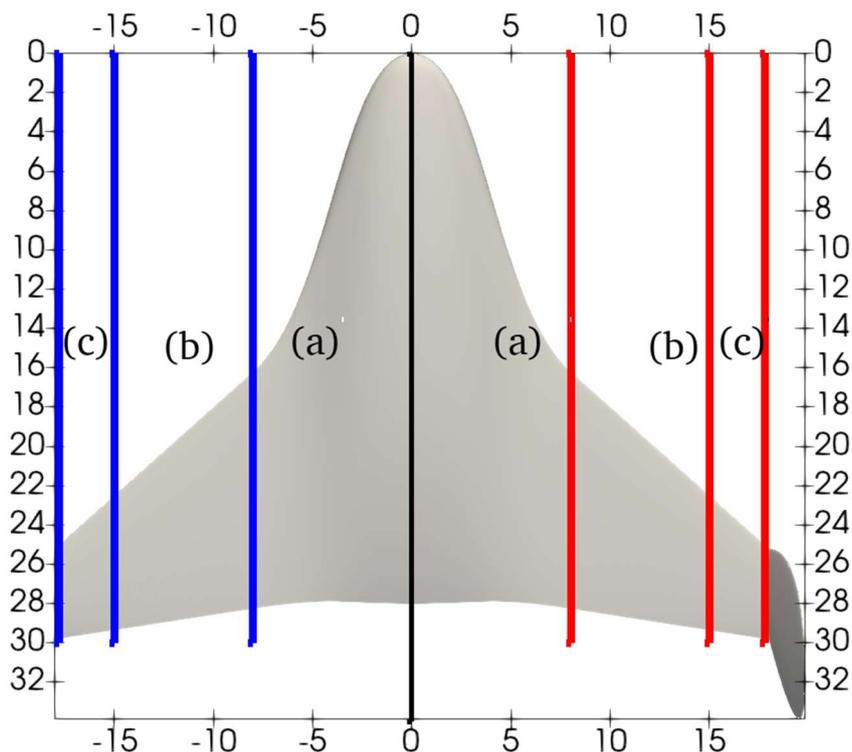
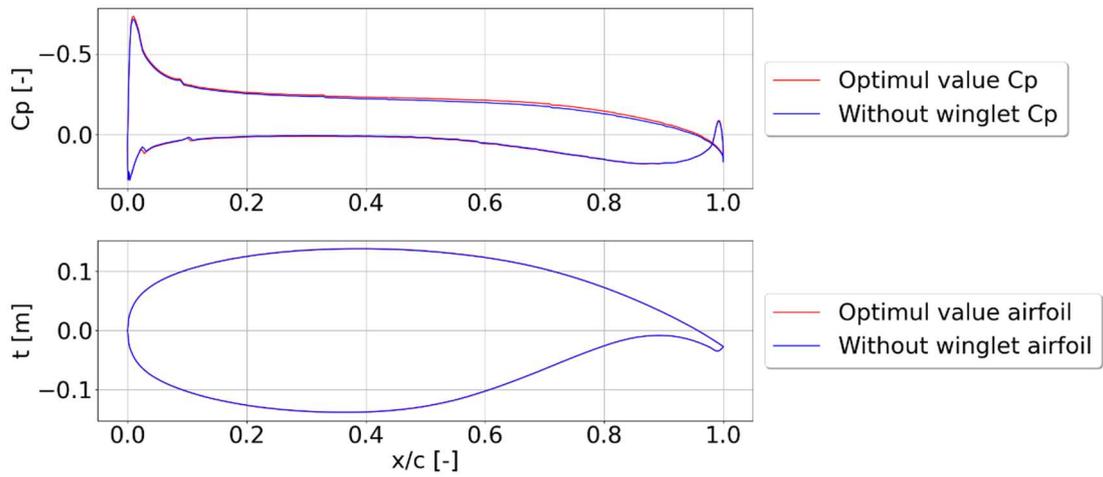
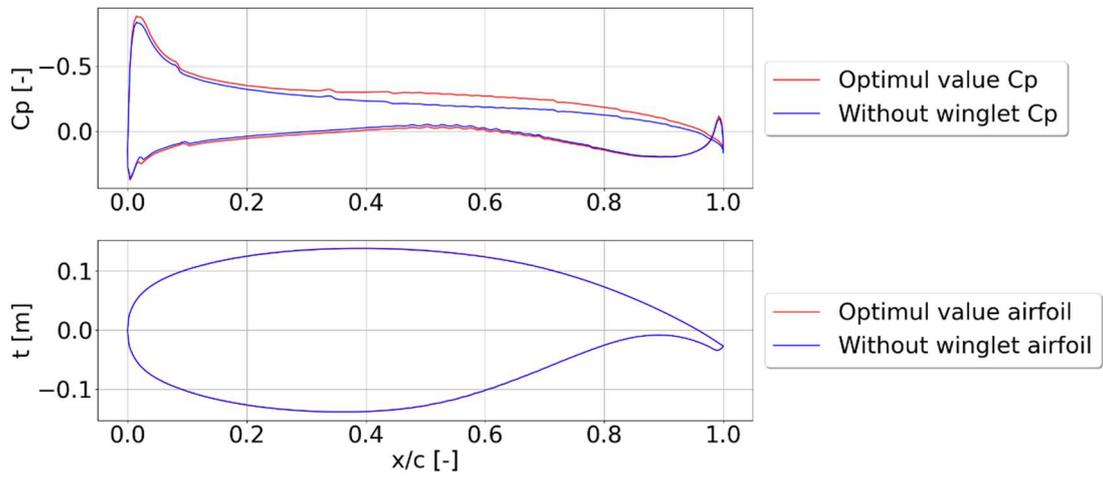


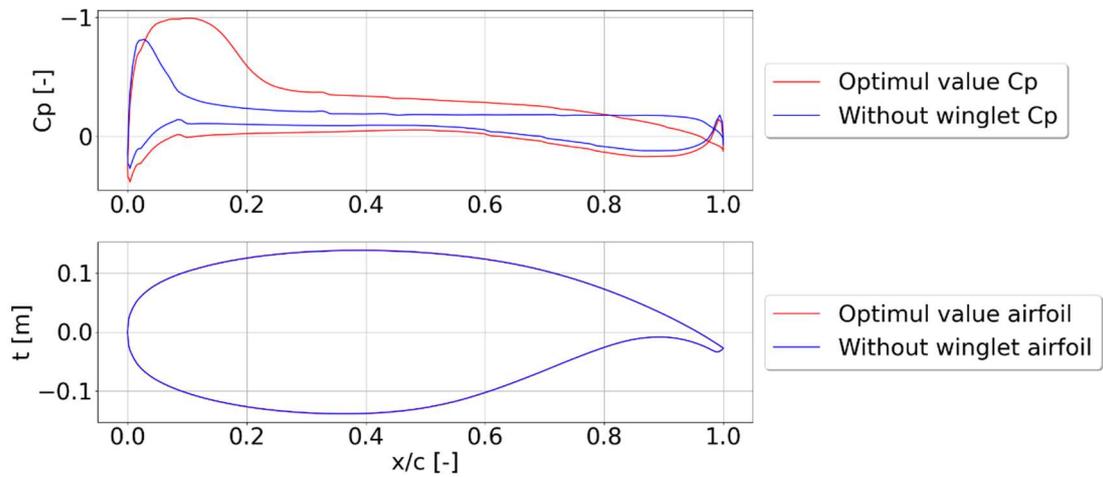
図 6.12 ウィングレットなし形状(左)と最適形状(右)の Cp 線図取得位置



(a)翼洞境界位置(胴体中心から 8[m]位置)



(b)翼部(胴体から 15[m]位置)



(c)翼端(スパン方向 99%位置)

図 6.13 ウィングレットなし形状(青)と最適形状(赤)の C_p 線図

6.6. ウィングレット形状の最適化結果と考察

本章では、4章で得られた BWB の最適形状に対して、翼端渦による誘導抵抗低減のため、ウィングレットの付加を検討した。ウィングレットの形状最適化を行うため、ウィングレット形状の定義と立体形状の表現を行った。その後、ウィングレットに対して設計変数を定義し、制約条件を設定したうえで、 L/D の最大化を目的とした形状最適化計算を行った。その際、ウィングレットが薄く、CFD における計算格子生成が困難であることから、本章での最適化計算はサンプルデータを利用し、推定分布を生成して推定最適値を求めた。得られた推定最適値に対して CFD を行い、最適形状を得る計算手法を選択した。700 回の最適値探索回数を行い、収束した推定最適値に対して CFD を実行し、空力性能評価をした。 $L/D=23.68$ となるウィングレット形状である結果を得、ウィングレットを付加していない BWB では $L/D=19.49$ であったことから、 L/D としては 4.0 以上向上した。揚力係数と抗力係数のいずれも向上しており、その要因としては、ウィングレットを付加したことにより翼端渦が抑制され、翼部での上下面圧力差の拡大により揚力増加と、翼端渦抑制による誘導抵抗の低減が考えられる。

4章から本章まででの結果により、最適な BWB 形状と胴体断面形状、ウィングレット形状が得られた。これらを統合し最終的な BWB 形状とその空力性能を次章に示す。

第7章 最適結果の統合と有用性の確認

本章では，4章から6章において行った，小型BWB旅客機の形状最適化での結果と胴体断面形状の検討結果，ウィングレットの形状最適化計算での結果を統合し，最終的な空力性能評価と小型BWB旅客機としての有用性を確認する．

7.1. 形状の統合

得られた結果を統合したBWB形状を図7.1に示す．また，それぞれの形状での設計変数値を表7.1，表7.2に示す．胴体断面形状に関しては5章の結果より，SC(2)-0012を用いている．

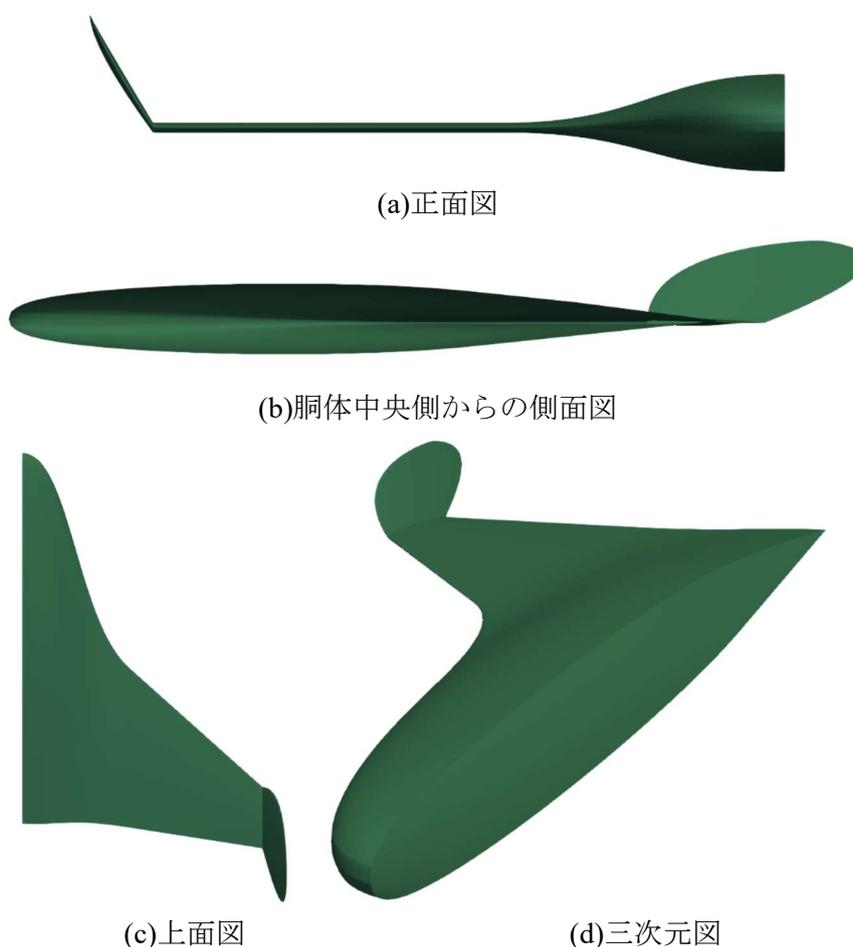
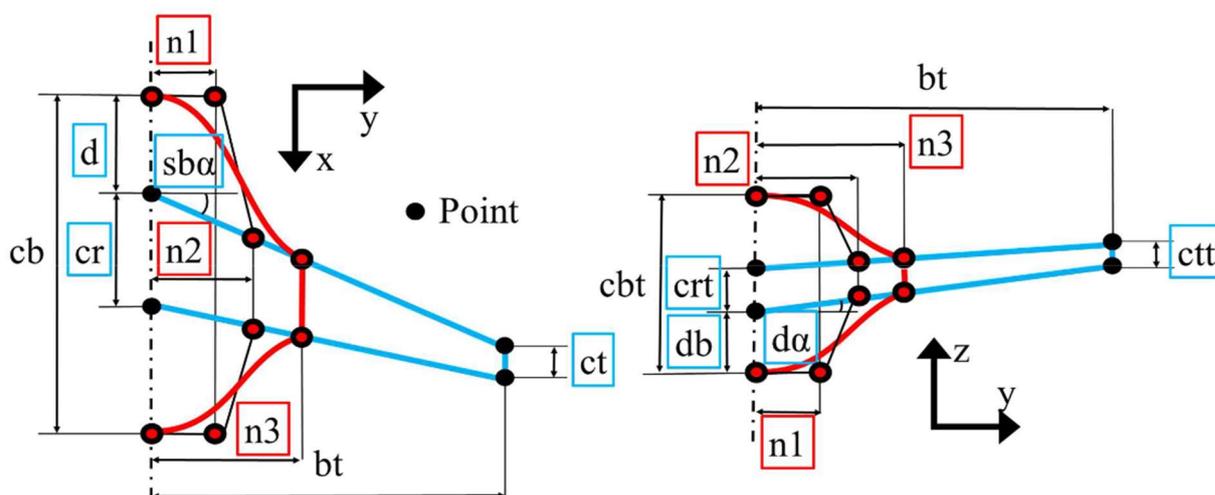


図 7.1 統合したBWB形状

表 7.1 小型 BWB 旅客機の形状最適化計算での最適値の設計変数値

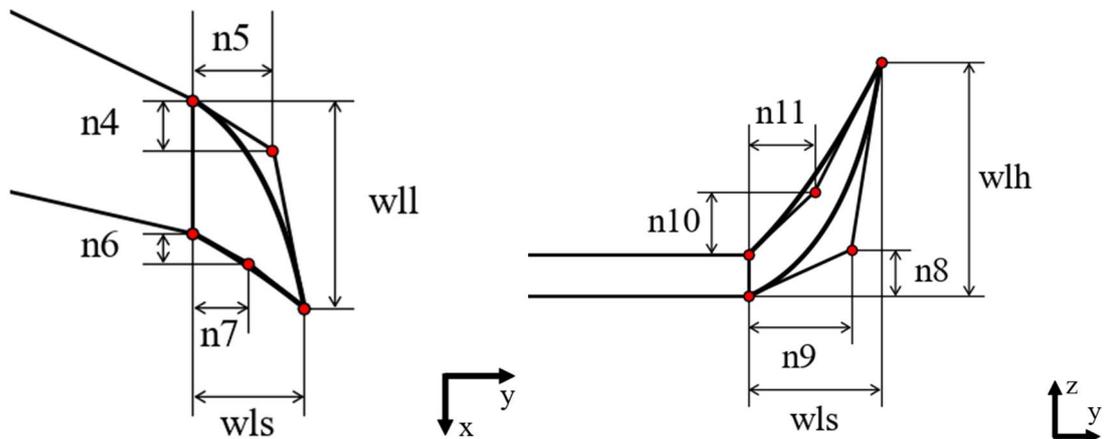
Parameter	Optimum
dv	10.0
dv2	6.00
ct	4.61
cr	18.0
d	9.00
sba	42.0
da	0.00
n1	3.60
n2	4.00
n3	8.00



(再掲)図 4.1 設計変数の位置

表 7.2 ウィングレット最適化計算での最適値の設計変数値

Parameter	Optimum
dv3	10.0
wll	6.80
wlh	3.40
n4	0.00
n5	1.80
n6	6.79
n7	0.20
n8	2.47
n9	1.80
n10	3.01
n11	0.01



(再掲)図 6.1 ウィングレット形状変数の定義位置

7.2. 統合形状での空力性能評価

各章での結果を統合した形状での空力性能評価を行った。計算手法や条件は今まで用いてきたものと同様である。CFD を実行する際、計算格子のみ変更を行った。表面格子サイズを最小、最大ともに $0.035[\text{m}]$ とし、さらにウィングレット付近での格子生成を容易にするため、翼端部分の位置座標 $(22.0, 7.5, -0.5)$ を原点として、図 7.2 に示すように $12.0 \times 2.5 \times 4.5$ の大きさのリファインメントボックスを設置した。リファインメントボックスとは指定した範囲内を任意の格子サイズに細分化できる格子生成ソフトウェアの機能で、今回は表面格子サイズに一致させて翼端付近の解像度を上げた。計算格子を生成した結果、格子数は約 2470 万セルとなった。CFD を実行した結果、計算時間は約 14.5h であった。結果を表 7.3 に示す。比較のため、6 章での結果も併せて示す。

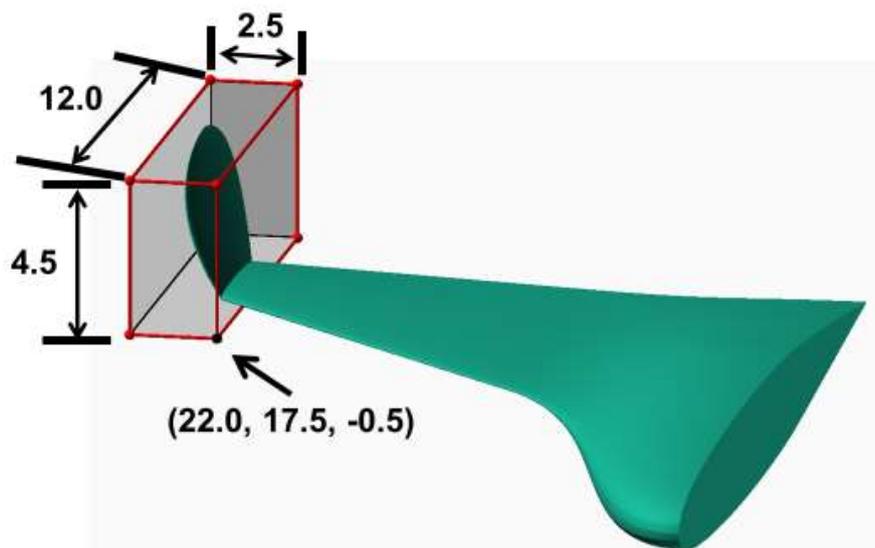


図 7.2 リファインメントボックス

表 7.3 統合した BWB 形状と 6 章での結果の L/D 比較

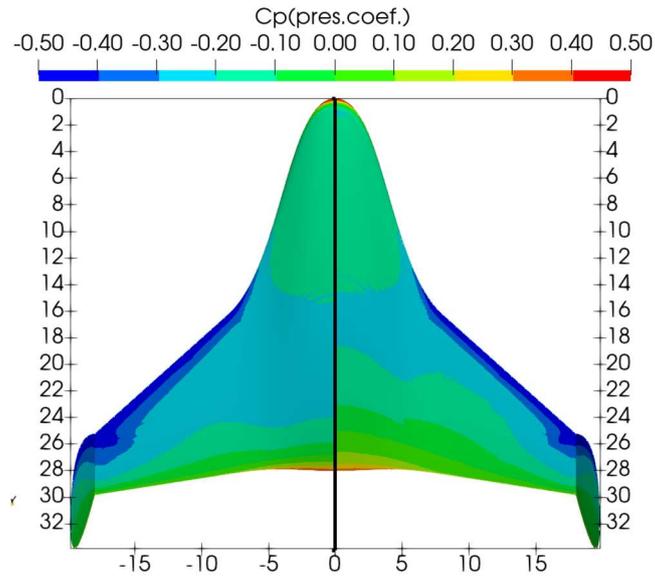
Coefficients	Integrated BWB	Chapter 6's result
Cl	0.156	0.244
Cd	0.480e-02	0.103e-01
L/D	32.58	23.68

空力係数での結果を比較すると、揚力係数が 3 割程度低下しているものの、抗力係数が半分以下という結果となり、L/D としては 32.5 という非常に高い値となった。6 章での結果と今回の結果では、胴体断面形状と流体計算格子のみ変更している。流体計算格子数の違いが結果に影響する可能性もあるが、胴体断面形状が L/D 向上に大きく寄与していることが分かる。以降、統合した BWB 形状を「統合形状」、6 章での結果を「6 章形状」として比較を行う。

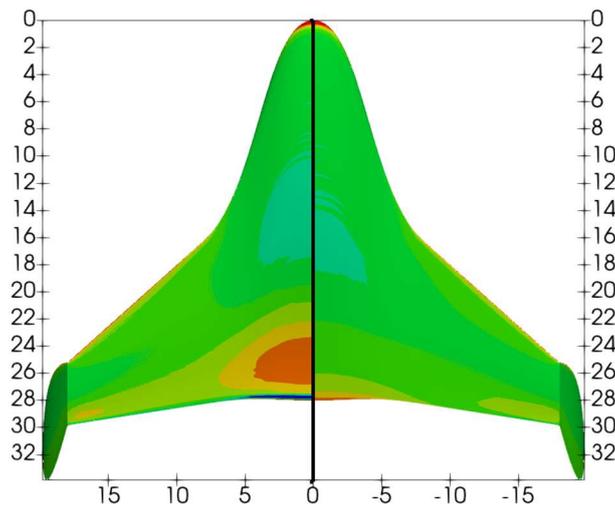
7.2.1. 表面圧力係数分布とマッハ数分布の比較

図 7.3 に統合形状と 6 章形状の表面圧力分布を示し、比較する。(a)では上面図で比較をしており、統合形状では 6 章形状と比べ、胴体部から翼部後方において負圧領域が縮小していることが確認できる。(b)では下面図を示しており、6 章形状では胴体断面形状が SC(2)-0712 であることから胴体後方に正圧領域が広がっているが、統合形状では胴体断面形状が SC(2)-0012 であることから、それがなくなっていることが確認できる。翼部後方においても同様に、6 章形状では正圧領域が確認できるが、統合形状ではその範囲が小さく、圧力係数が小さくなっていることがわかる。(c)は正面図を示しており、正面の圧力係数分布に大きな違いはない。(d)では背面図を示し、胴体断面形状の違いにより、6 章形状と比べ統合形状での後端に違いが確認できる。

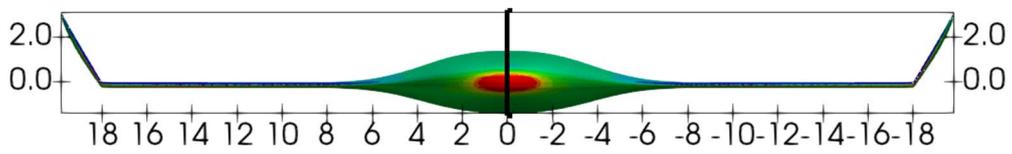
図 7.4 に統合形状と 6 章形状のマッハ数分布を示し、比較する。(a)では上面図を示しており、統合形状において後方でのマッハ数が低下しており、またわずかながら、翼部前縁の超音速領域が薄くなっていることが確認できる。(b)では下面図を示し、6 章形状と比べ統合形状では、胴体後方においてマッハ数が上昇していることが確認できる。翼端付近においても同様のマッハ数増加が確認できる。(c)は正面図であり、大きな違いは見られない。



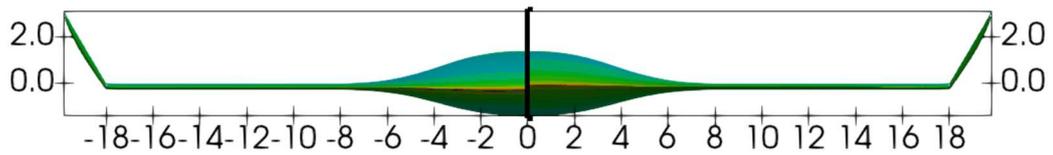
(a)上面図



(b)下面図



(c)正面図



(d)背面図

図 7.3 6 章形状(左)と統合形状(右)の表面圧力係数分布

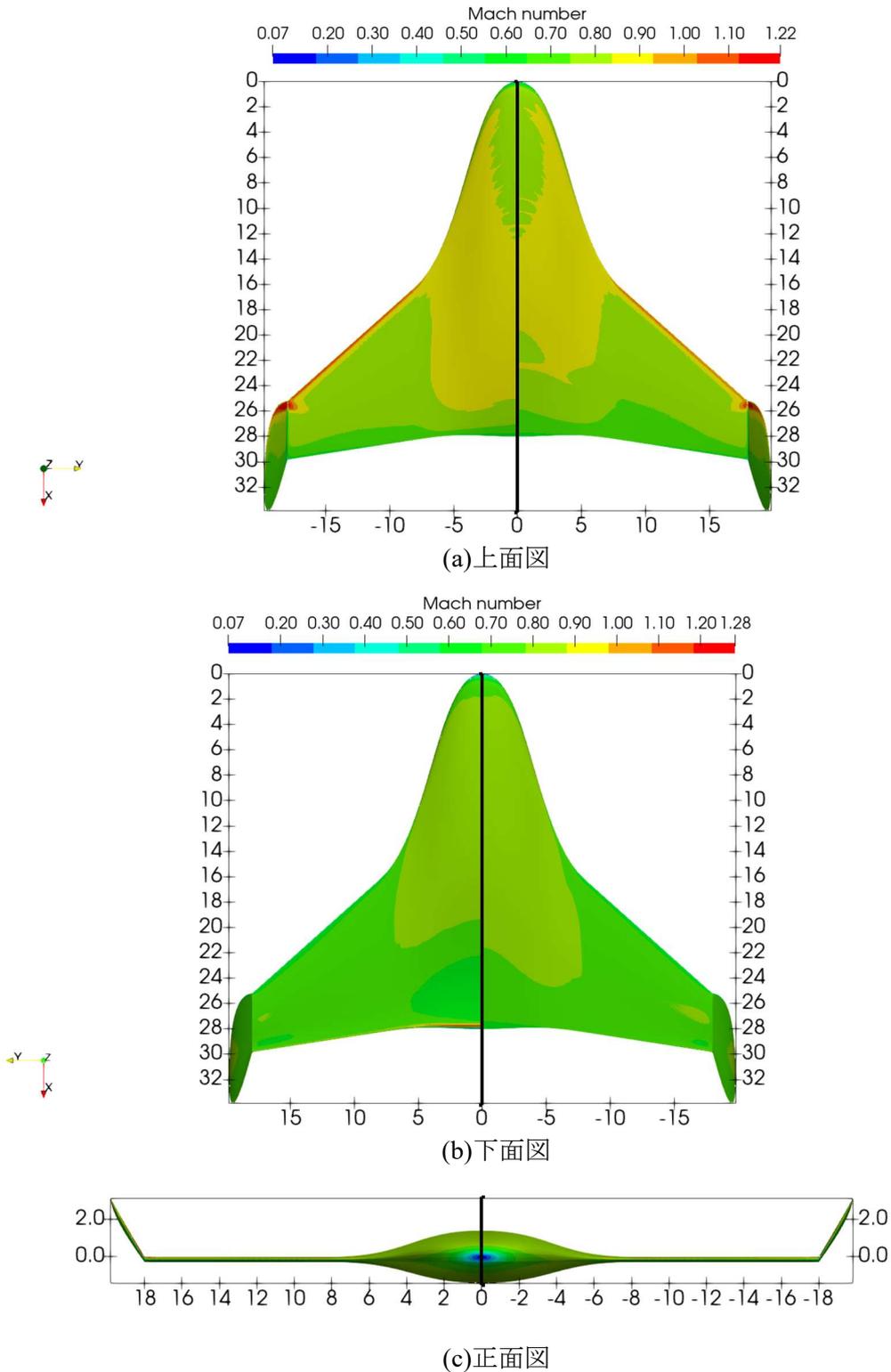
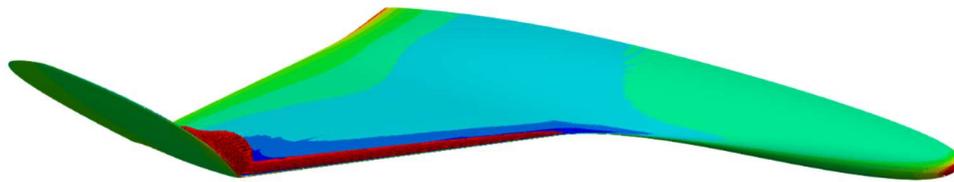


図 7.4 6 章形状(左)と統合形状(右)のマッハ数分布

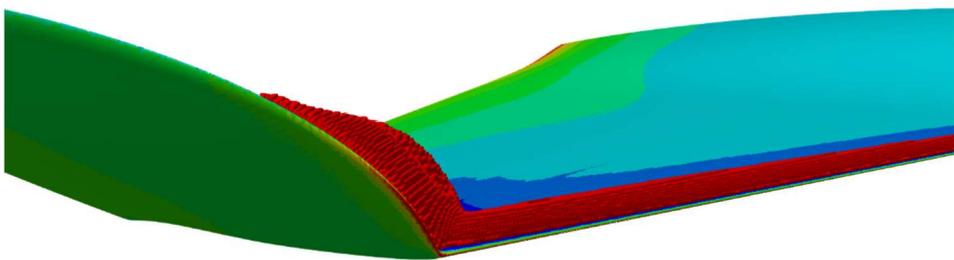
7.2.2. 翼上面付近の衝撃波の可視化

図 7.5 では 6 章形状の衝撃波の様子を，図 7.6 では統合形状の翼上面の衝撃波の様子を示す．いずれの図においても，胴体表面は圧力係数分布を，衝撃波としてマッハ数が $M \geq 1$ となる領域を赤色で示している．図 7.5 より，衝撃波が翼部前縁からウィングレットに生成されていることが確認できる．ただし，リファインメントボックスを未設置であるため，物理量分布の解像度はやや低い．また，胴体断面形状が SC(2)-0712 であることから，胴体部後方下面側に衝撃波が生成されていることが確認できる．SC(2)-0712 の形状より，下面後方にキャンバーがあり，後端部で再び段差が生じてしまう．そのため，生成されたものと考えられる．

図 7.6 より，統合形状では翼部前縁とウィングレット前縁で衝撃波が生成されていることが確認できる．6 章形状では衝撃波が繋がっていたが，統合形状では翼前縁での衝撃波とウィングレットでの衝撃波が分かれて生成されている．5 章での結果より，翼前縁での衝撃波が緩和されたためと考えられる．

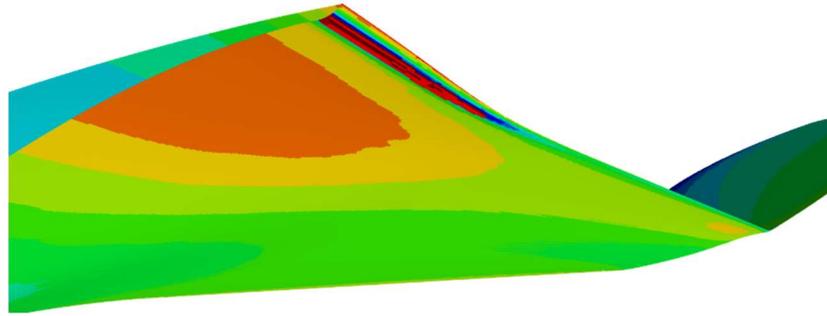


(a)全体図



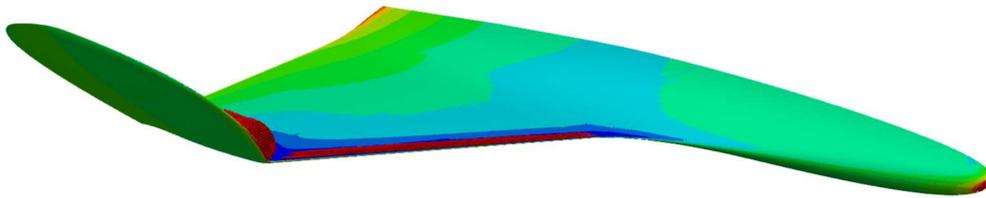
(b) 翼上面拡大図

図 7.5 6 章形状の衝撃波の様子 (胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)

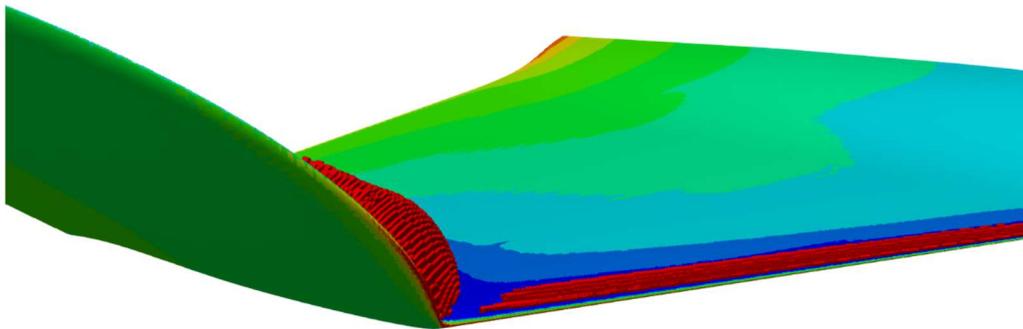


(c) 胴体後端の拡大図

図 7.5 6 章形状の衝撃波の様子 (胴体：表面圧力係数, 衝撃波：赤)



(a) 全体図



(b) 側面からの翼上面拡大図

図 7.6 統合形状の翼上面での衝撃波の様子 (胴体：表面圧力係数, 衝撃波：赤)

7.2.3. Cp 線図の比較

図 7.7 に 6 章形状と統合形状での Cp 線図取得位置を示し、図 7.8 に各位置での Cp 線図とその位置での断面翼形状を示す。図 7.8 での断面翼形状はそれぞれのコード位置で正規化している。ウィングレットなし形状の結果を青線，最適形状での結果を赤線で示す。(a)は胴体中心からスパン方向に 1.8[m](スパン方向 1[%]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する。胴体部において断面翼形状は 6 章形状が SC(2)-0712，統合形状が SC(2)-0012 であることから，その形状に違いが確認できる。Cp 線図について比較をすると，統合形状ではキャンバーがないことから，後方での翼上下面の圧力差が小さくなっている。また，6 章形状では胴体後端下側に衝撃波が生成されていたことから，急激な圧力変化が起きていることが確認できる。(b)では胴体中心から 8[m]位置である，翼胴境界位置での Cp 線図と断面翼形状を比較する。断面翼型は(a)と同様となっており，その結果として 6 章形状と比べ統合形状では，コード長 40[%]から後端にかけて上下面で圧力差が小さくなっている。また，この位置での翼前縁での流れの淀みの大きさに変化はないことがわかる。(c)では翼端(スパン方向 99[%]位置)での Cp 線図と断面翼形状を比較する。断面翼形状は一致しているが，Cp 線図は翼前縁での圧力変化が，統合形状の方が小さくなっていることが確認できる。コード長 30[%]位置以降では，上下面の圧力差にほとんど差はない。

以上より，Cp 線図の比較を行ったが，揚力係数での比較結果からわかる通り，統合形状では 6 章形状ほど揚力が得られていない。その要因は胴体断面翼型の形状である可能性が高い。しかしながら翼端前縁での圧力変化が小さくなっていることから，衝撃波の緩和による造波抵抗の低減につながったものと考えられる。

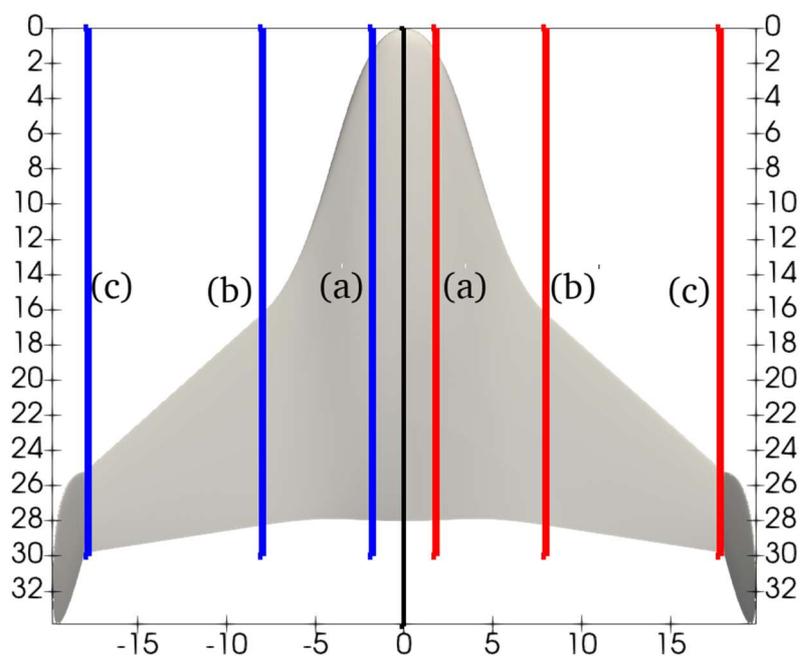
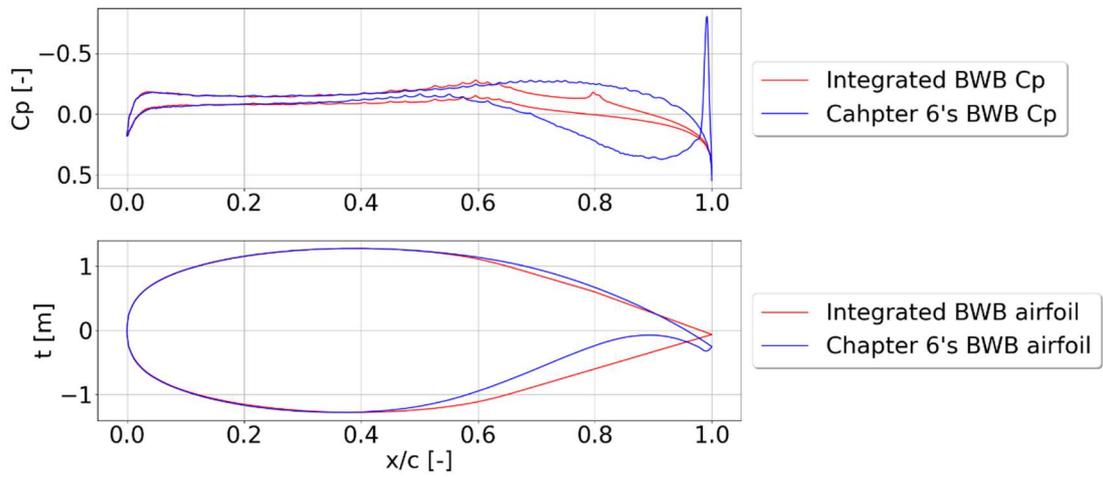
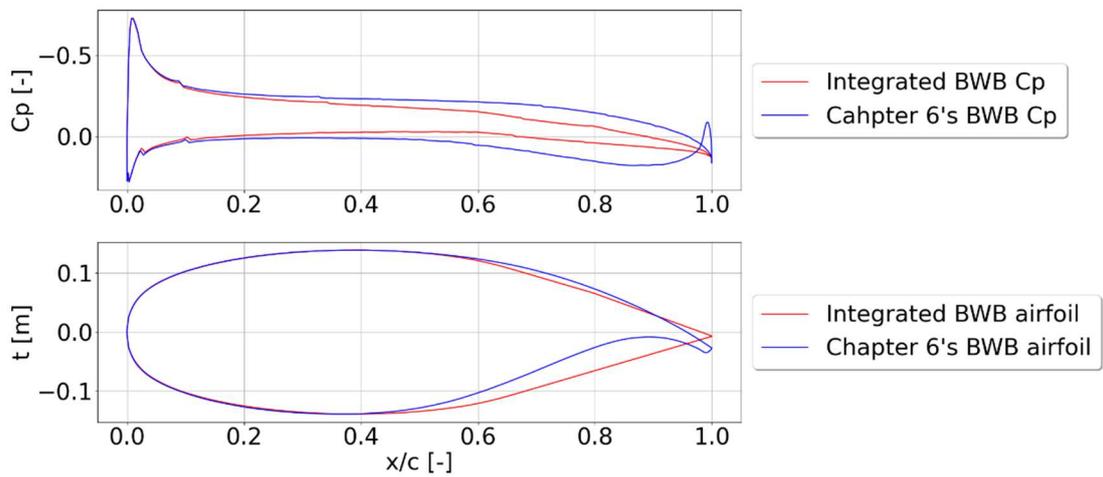


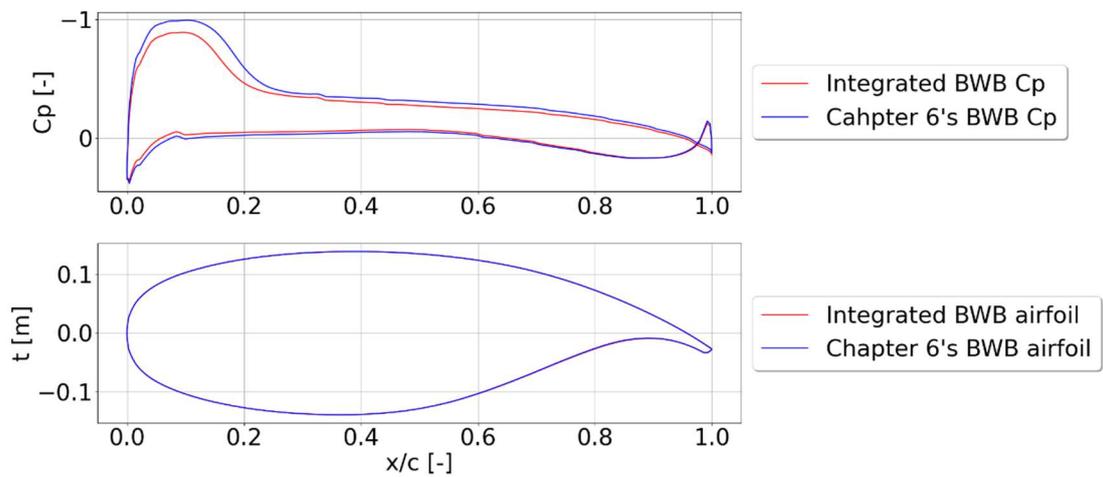
図 7.7 6 章形状(左)と統合形状(右)の Cp 線図取得位置



(a) 胴体中心付近(スパン方向 1[%]位置)



(b) 翼胴境界位置(胴体中心から 8[m]位置)



(c) 翼端(スパン方向 99%位置)

図 7.8 6章形状(青)と統合形状(赤)の C_p 線図

7.3. 粘性を考慮した空力性能評価

前節までの空力性能評価では粘性を考慮せず、圧力抵抗に着目をしていた。得られた結果から高い L/D である形状が得られた。そこで、本節では統合した BWB 形状にはたらく粘性抵抗を考慮した空力性能評価を行う。

7.3.1. 数値計算法

本節で行う数値流体計算での流体の支配方程式や、適用した乱流モデル等を説明する。そのほかの数値計算手法は 2 章で述べた通りである。

7.3.1.1. 流体の支配方程式

計算対象まわりの流れ場計算の支配方程式には Navier-Stokes 方程式を用いる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dv + \int_S \left[\mathbf{F}(\mathbf{Q}) - \frac{1}{\text{Re}} \mathbf{F}_v(\mathbf{Q}) \right] \cdot d\mathbf{s} = 0 \quad (7.1)$$

となり、ここで、 \mathbf{Q} は保存量ベクトルで、 \mathbf{F} は非粘性ベクトル、 \mathbf{F}_v は粘性ベクトル、 $d\mathbf{s}$ は面積の絶対値をもつ外向き垂直方向ベクトルである。それぞれを書き下すと、

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix} \quad (7.2)$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{pmatrix} \mathbf{i} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{pmatrix} \mathbf{j} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \end{pmatrix} \mathbf{k} \quad (7.3)$$

$$\mathbf{F}_v(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \beta_x \end{pmatrix} \mathbf{i} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_y \end{pmatrix} \mathbf{j} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \beta_z \end{pmatrix} \mathbf{k} \quad (7.4)$$

となる。 ρ 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 方向の単位ベクトルである。また、ニュートン流体の粘性テンソルは、

$$\tau_{ij} = \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} + 2\mu \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (7.5)$$

と記述でき、Stokes の仮定（体積粘性率が 0、すなわち $\tau_{ii} = 0$ ）を用いると

$$\lambda = \frac{2}{3} \mu \quad (7.6)$$

となる。これを採用し、具体的に書き下すと、

$$\begin{aligned}
\tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\
\tau_{yy} &= 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\
\tau_{zz} &= 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\
\tau_{xy} &= \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\
\tau_{xz} &= \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\
\tau_{yz} &= \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\
\beta_x &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + \frac{\kappa}{(\gamma-1)Pr} \frac{\partial T}{\partial x} \\
&= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + \frac{\kappa}{(\gamma-1)Pr} \left\{ \frac{\gamma}{\rho} \left(\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x} \right) \right\} \\
\beta_y &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + \frac{\kappa}{(\gamma-1)Pr} \frac{\partial T}{\partial y} \\
&= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + \frac{\kappa}{(\gamma-1)Pr} \left\{ \frac{\gamma}{\rho} \left(\frac{\partial p}{\partial y} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial y} \right) \right\} \\
\beta_z &= u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + \frac{\kappa}{(\gamma-1)Pr} \frac{\partial T}{\partial z} \\
&= u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + \frac{\kappa}{(\gamma-1)Pr} \left\{ \frac{\gamma}{\rho} \left(\frac{\partial p}{\partial z} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial z} \right) \right\}
\end{aligned} \tag{7.7}$$

となる．ここで， μ は粘性係数， κ は熱伝導係数， γ は比熱比である．温度勾配は理想気体の状態方程式を用いて変換した．また，これまでに示した変数は以下のように無次元化されている．

$$\begin{aligned}
x &= \frac{\tilde{x}}{L}, \quad y = \frac{\tilde{y}}{L}, \quad z = \frac{\tilde{z}}{L}, \quad \rho = \frac{\tilde{\rho}}{\rho_\infty}, \quad u = \frac{\tilde{u}}{a_\infty}, \quad T = \frac{\tilde{T}}{T_\infty}, \quad p = \frac{\tilde{p}}{\rho_\infty a_\infty^2}, \\
e &= \frac{\tilde{e}}{\rho_\infty a_\infty^2}, \quad \mu = \frac{\tilde{\mu}}{\mu_\infty}, \quad k = \frac{\tilde{k}}{k_\infty}, \\
\text{Re} &= \frac{\rho_\infty a_\infty L}{\mu_\infty} = \frac{\rho_\infty U_\infty L}{\mu_\infty} \frac{a_\infty}{U_\infty} = \text{Re}_\infty \frac{1}{M_\infty}, \quad \text{Pr} = \frac{c_p \mu_\infty}{k_\infty}
\end{aligned} \tag{7.8}$$

ここでチルダ ($\tilde{\quad}$) がついている変数は有次元量を，無限大 (∞) がついている変数は一様流の値を示している． L は代表長であり， a_∞ は一様流音速である．さらに， Re はレイノルズ数， Pr はプラントル数である．

粘性係数は温度によって変化し，以下の Sutherland の式で求める．

$$\mu = \frac{\tilde{\mu}}{\mu_\infty} = \frac{\tilde{\mu}_{ref} \tilde{T}_{ref} + C}{\mu_\infty \tilde{T} + C} \left(\frac{\tilde{T}}{\tilde{T}_{ref}} \right)^{\frac{3}{2}} \tag{7.9}$$

式中の μ は無次元値である．また，プラントル数を一定とすると無次元化された粘性係数と熱伝導係数は等しい．

$$\mu = \kappa \quad (7.10)$$

圧力は以下の式を用いて求める.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (7.11)$$

温度は, 以下の無次元化された理想気体方程式を用いて求める.

$$p = \frac{1}{\gamma} \rho T \quad (7.12)$$

単位体積あたりの全エネルギーは,

$$e = \rho \left(\bar{E} + \frac{(u^2 + v^2 + w^2)}{2} \right) \quad (7.13)$$

と書ける. \bar{E} は単位質量あたりの内部エネルギーであり, 等積比熱 C_v を用いて以下のように変換できる.

$$\bar{E} = C_v T = \frac{1}{\gamma - 1} R \cdot \frac{p}{\rho R} = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} \quad (7.14)$$

これを用いて全エネルギーは,

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \rho \frac{(u^2 + v^2 + w^2)}{2} \quad (7.15)$$

となる. さらに, 音速 a をもちいて表すと,

$$e = \rho \left(\frac{a^2}{\gamma(\gamma - 1)} + \frac{(u^2 + v^2 + w^2)}{2} \right) \quad (7.16)$$

また, 式中に現れる $(e + p)$ は単位体積あたりの全エンタルピー h であり, 以下のように書ける.

$$e + p = \frac{\gamma p}{\gamma - 1} + \rho \frac{(u^2 + v^2 + w^2)}{2} = \rho \left(\frac{a^2}{\gamma - 1} + \frac{(u^2 + v^2 + w^2)}{2} \right) = \rho H = h \quad (7.17)$$

H は単位質量あたりの全エンタルピーである.

7.3.1.2. 乱流モデル

乱流モデルには次式の 1 方程式モデルを採用し, Navier-Stokes 方程式(7.1)と連立した RANS 計算を行う. FaSTAR では, オリジナルのモデルから f_{t2} の項を省略した Spalart-Allmaras-noft2-R⁽³⁹⁾⁽⁴⁰⁾を用いた.

$$\frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \hat{v}}{\partial x_j} = \rho C_{b1} \hat{S} \hat{v} - \frac{M_\infty}{\text{Re}_\infty} C_{w1} f_w \left(\frac{\hat{v}}{d} \right)^2 + \frac{M_\infty \rho}{\text{Re}_\infty \sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \right] \quad (7.18)$$

この式で計算された \hat{v} を用いて, 乱流粘性係数が以下のように求まる.

$$\mu_t = \rho \hat{v} f_{v1}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}}, \quad \chi = \frac{\hat{v}}{v} \quad (7.19)$$

ここで,

$$\hat{S} = \min(S, \Omega) + \frac{M_\infty}{\text{Re}_\infty \kappa^2 d^2} f_{v2}, \quad \Omega = |\text{rot} \vec{u}|, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (7.20)$$

であり, FaSTAR では消滅項の f_w に対して JTAS よる修正を施している. ここで S はひずみ速度を表し, 定数 $C_{rot} = 1$ としている. そして, 基礎方程式中の粘性係数, 熱伝導係

数は次の式で置き換えられる。

$$\mu \rightarrow \mu + \mu_t, \kappa = \mu \rightarrow \mu + \mu_t \frac{\text{Pr}}{\text{Pr}_t} \quad (7.21)$$

7.3.1.3. 粘性流束計算

粘性流束を評価するには面上での物理量勾配が必要となる。ただし、式(7.22)のようにセル A とセル B の勾配の平均量を面上の値として計算すると、even-odd 不安定が発生するため、ここでは(7.23)式を用いて面上の値を計算した。式中の \mathbf{x}_a 及び \mathbf{x}_b はセル A 及びセル B の位置ベクトルで、 \mathbf{L}_{ab} はセル A の中心からセル B の中心に向かうベクトルである。そのベクトル方向の勾配が差分で得られる勾配 $((\mathbf{Q}_b - \mathbf{Q}_a)/|\mathbf{L}_{ab}|)$ になるように補正している。勾配以外の諸変数（密度、温度、速度等）はセル A とセル B の平均値を用いる。

$$\overline{\nabla Q}|_{face} = \frac{1}{2}(\nabla Q_a + \nabla Q_b) \quad (7.22)$$

$$\nabla Q|_{face} = \overline{\nabla Q}|_{face} - \left(\overline{\nabla Q}|_{face} \cdot \frac{\mathbf{L}_{ab}}{|\mathbf{L}_{ab}|} - \frac{\mathbf{Q}_b - \mathbf{Q}_a}{|\mathbf{L}_{ab}|} \right) \frac{\mathbf{L}_{ab}}{|\mathbf{L}_{ab}|}, \mathbf{L}_{ab} = \mathbf{x}_b - \mathbf{x}_a \quad (7.23)$$

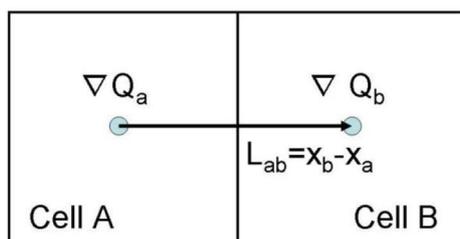


図 7.9 勾配の修正

式(7.4)より $(\mathbf{n}_x, \mathbf{n}_y, \mathbf{n}_z)$ を垂直ベクトルにもつ面に対する粘性ベクトルは以下のように書ける。

$$\mathbf{F}_v(\mathbf{Q}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \beta_x & \beta_y & \beta_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{n}_x \\ \mathbf{n}_y \\ \mathbf{n}_z \end{bmatrix} \quad (7.24)$$

マトリックス中の応力は式(7.7)及び(7.23)を用いて求める。

7.3.1.4. 勾配計算法

嶋らによって提案された、Green-Gauss (GG)法⁽⁴¹⁾と Weighted-Least-Square (WLSQ)法⁽⁴¹⁾のハイブリッド手法である GLSQ 法⁽⁴²⁾を用いた。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 Weighted-Least-Square になる。GLSQ では、

$$[\beta \mathbf{M} + 2(1 - \beta)VI]\nabla q = \beta \sum_j \bar{\omega}_j L_j \Delta \bar{x}_{ij} \Delta q_j + (1 - \beta) \sum_j s_j \bar{x}_{nj} \Delta q_j \quad (7.25)$$

の式を用いて勾配を求める。ここで、

$$\begin{aligned} \beta &\in [0,1] \\ \mathbf{M} &= \begin{pmatrix} I_{XX} & I_{XY} & I_{ZX} \\ I_{XY} & I_{YY} & I_{YZ} \\ I_{XZ} & I_{YZ} & I_{ZZ} \end{pmatrix} \\ I_{AB} &= \sum_j \bar{\omega}_j \Delta A_j \Delta B_j \end{aligned} \quad (7.26)$$

$$\bar{\omega}_j = \left(2 \frac{l'_j}{L_j}\right)^2 \frac{s_j}{L_j}$$

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

である。 β がGG法とWLSQ法を切り替えるパラメータであり、 $\beta = 0$ でGG法に、 $\beta = 1$ でWLSQ法になる。

7.3.2. 流体計算条件

7.3.2.1. 主流条件

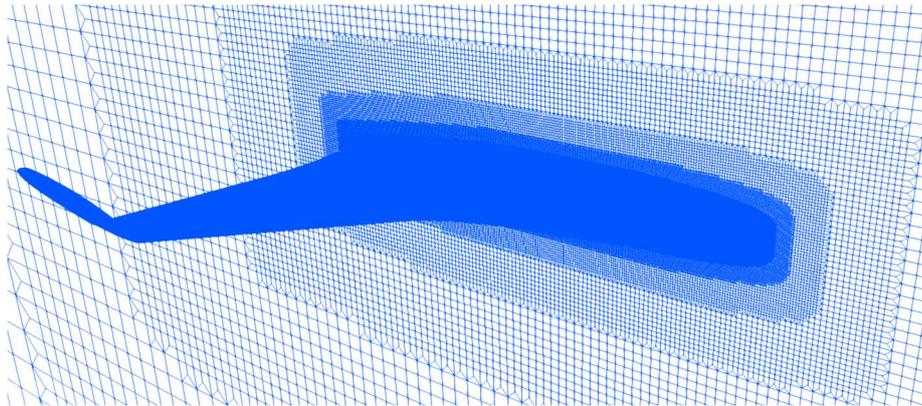
主流条件を表7.4に示す。想定飛行高度、マッハ数は3章で述べたものと同様とし、レイノルズ数を 1.935×10^8 とする。

表 7.4 主流条件

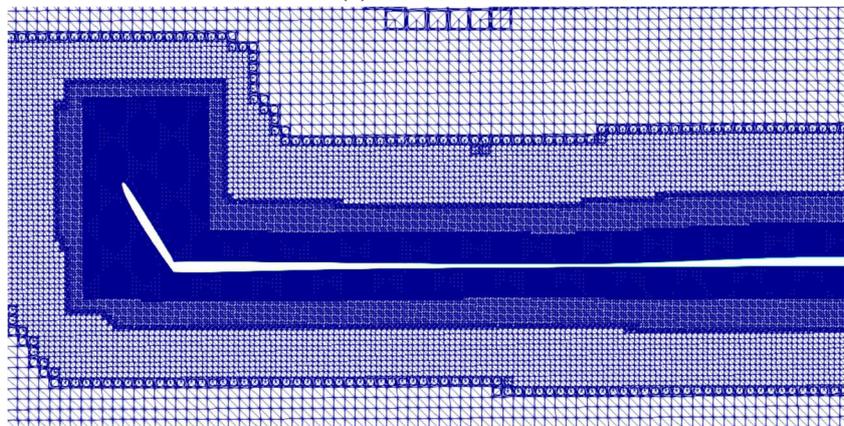
Reynolds number [-]	1.935×10^8
Mach number [-]	0.8
Temperature [K]	223.252
Pressure [Pa]	26499
Angle of attack [deg]	2

7.3.2.2. 計算格子

計算領域は3章と同様とし、計算対象まわりの表面格子最大サイズ、最小サイズをもに0.035[m]とした。境界層格子は $y^+ = 0.2$ とし、総格子点数は約5040万セルとした。また、ウイングレット付近には7.1節と同じリファインメントボックスを設置している。図7.9に計算対象まわりの格子を示す。



(a)計算対象全体



(b)主流方向断面(x=27[m])

図 7.9 計算対象まわりの計算格子

7.3.2.3. 境界条件

境界条件を表 7.5 に示す。境界名は 3 章と同様であり、境界条件は「Body」のみ滑りなし条件に変更した。

表 7.5 境界条件

Upstream	Uniform flow boundary condition
BWB	No Slip wall boundary condition
Symmetry	Symmetry boundary condition
Downstream	Extrapolation boundary condition
Upper	Riemann boundary condition
Lower	Riemann boundary condition
Side	Riemann boundary condition

7.3.3. L/D 結果

CFD を実行した結果を表 7.6 に示す. 比較のため, 前節での粘性を考慮していない計算結果も併せて記載する.

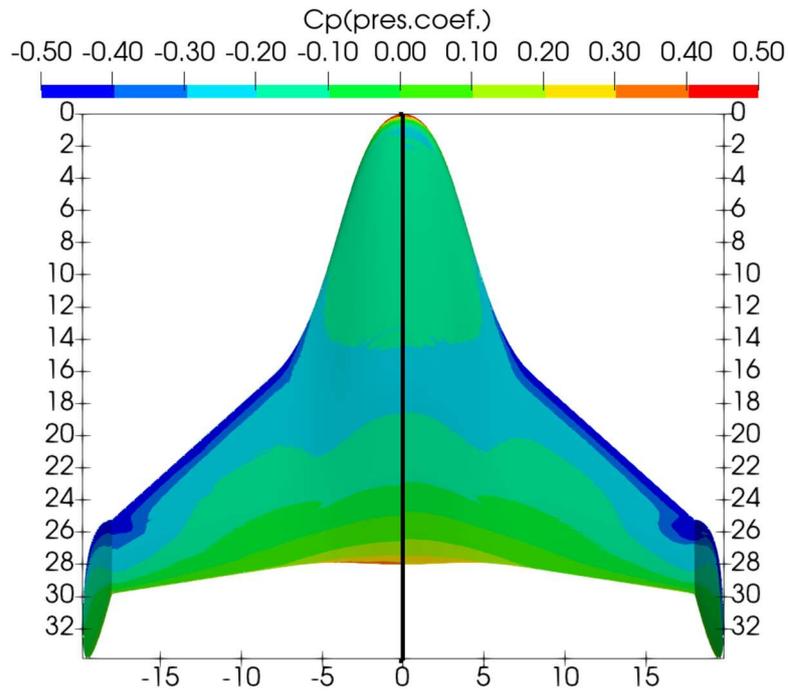
表 7.6 粘性流体と非粘性流体の統合形状での L/D 比較

Coefficients	Viscous Flow BWB	Inviscid Flow BWB
Cl	0.159	0.156
Cd	0.781e-02	0.480e-02
Cd(pressure)	0.362e0-2	0.480e-02
Cd(viscous)	0.419e-02	-
L/D	20.45	32.58

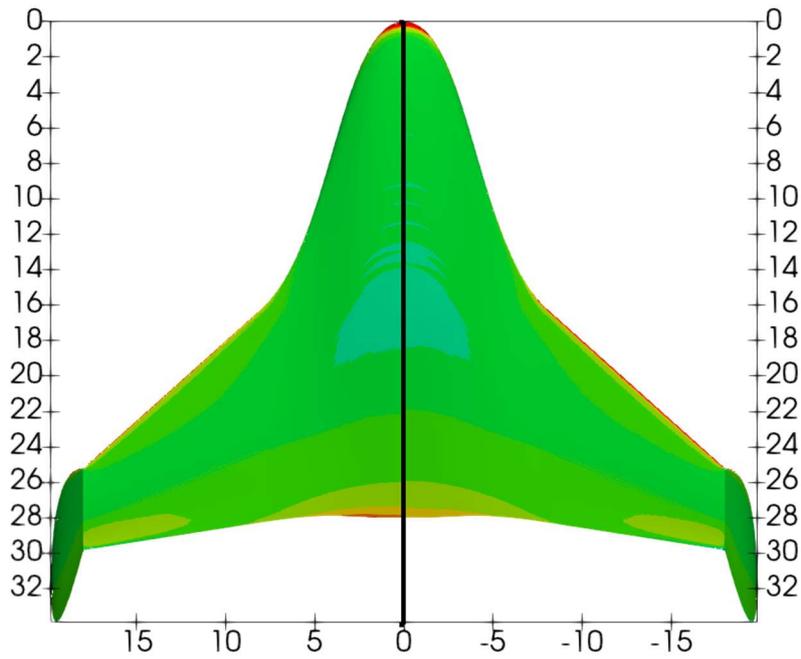
粘性流体での CFD では結果として L/D が 12 程度減少した. 揚力係数に関してはほとんど変化がない結果となったが, 抗力係数は 1.6 倍程度増加した. 抗力係数において, 圧力による抗力係数よりも粘性力による抵抗係数の値が大きいことがわかる. この結果より, 圧力抵抗よりも粘性抵抗が支配的であることがわかり, L/D としても粘性抵抗により低下したものと考えられる. ただし, L/D としては 20.4 という高い結果を得ており, 従来型 TAW の L/D=18 程度と比較しても優位な値である. 以降では統合形状において, 粘性流体での CFD 結果を「粘性流体結果」, 非粘性での CFD 結果を「非粘性流体結果」として比較を行う.

7.3.3.1. 表面圧力係数分布の比較

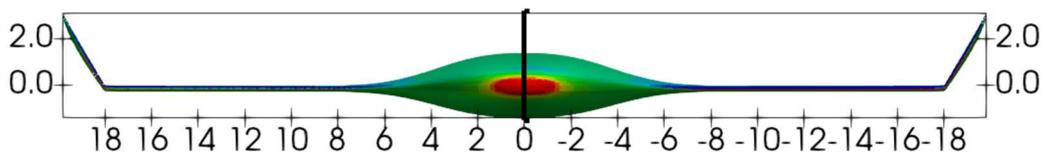
図 7.10 に粘性流体結果と非粘性流体結果の表面圧力分布を示し比較する. (a)では上面図で比較をしており, 粘性流体結果では翼端付近での負圧領域が小さくなっていることが確認できる. 非粘性流体結果と比べ, 胴体後端での圧力上昇が小さくなっている. 機首付近でも粘性流体結果は負圧領域があることがわかる. (b)では下面図を示しており, 粘性流体結果では翼部前縁の正圧領域が強くなっていることが確認できる. また, 上面側と同様に, 胴体後端での圧力上昇が小さくなっている. (c)は正面図を示しており, 圧力係数分布に大きな違いはない.



(a)上面図



(b)下面図



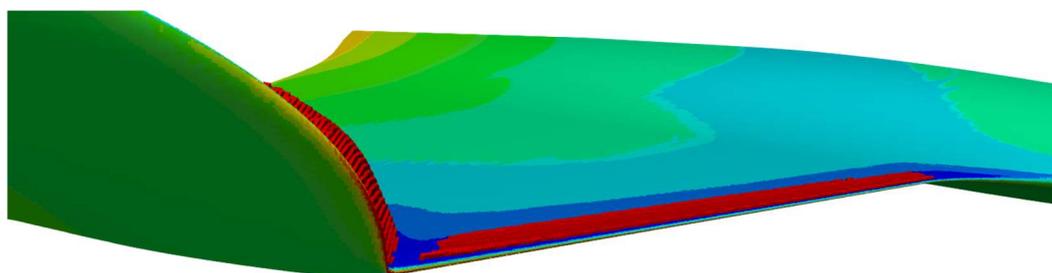
(c)正面図

図 7.10 非粘性流体結果(左)と粘性流体結果(右)の表面圧力係数分布

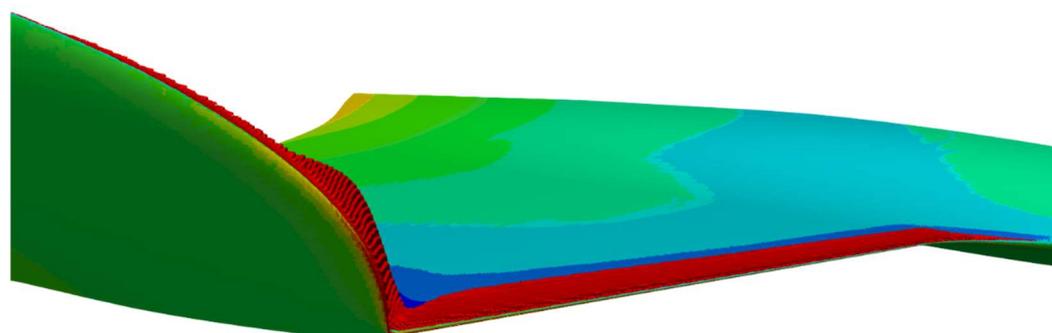
7.3.3.2. 衝撃波と流線の可視化

図 7.11 では非粘性流体結果と粘性流体結果の衝撃波の様子を、図 7.12 ではその拡大図を示す。いずれの図においても同じ位置からの可視化であり、胴体表面は圧力係数分布を、衝撃波としてマッハ数が $M \geq 1$ となる領域を赤色で示している。図 7.11 より、非粘性流体結果と比べ、粘性流体結果では音速を超える領域が拡大していることがわかる。特に翼洞境界位置から胴体部前縁への拡大と、翼端とウィングレットの境目付近でより速い流れが生じていることが確認できる。また、粘性流体結果ではウィングレット前縁の上方まで超音速流れの領域が伸びていることがわかる。図 7.12 は、翼端とウィングレットを拡大した図である。粘性流体結果では翼前縁での超音速領域が大きくなっていることがわかる。翼端付近でもその傾向があるため、ウィングレットと翼部によって生成された衝撃波が重なる領域が生れている。

図 7.13 では非粘性流体結果と粘性流体結果におけるウィングレット付近の流線の様子を示す。同じ位置からの可視化であり、胴体表面は圧力係数分布を、流線は z 方向速度が正は赤色、負は青色で示している。図より、非粘性流体結果と比べ、粘性流体結果ではウィングレット上部での縦渦が強く巻いていることがわかる。

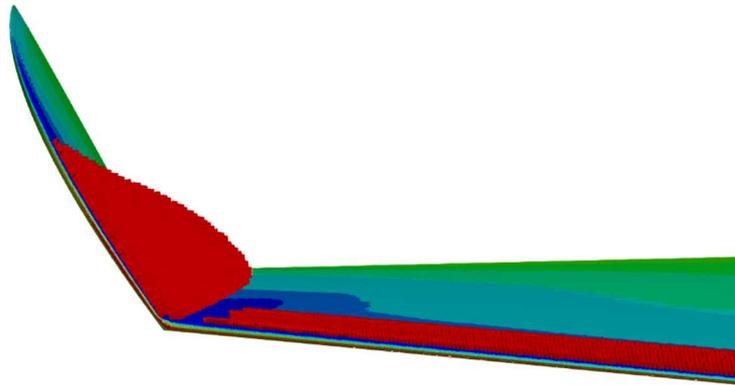


(a)非粘性流体結果

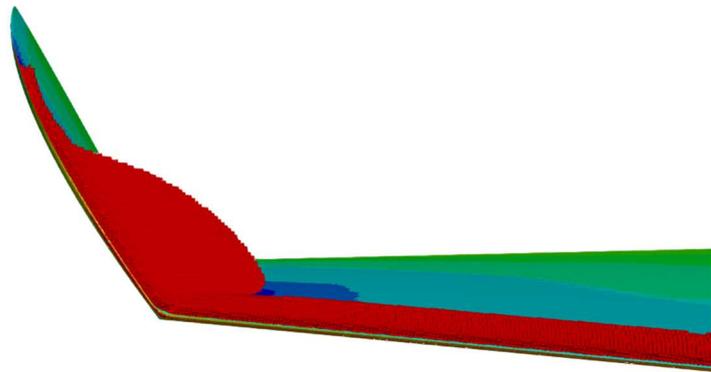


(b)粘性流体結果

図 7.11 翼上面とウィングレットでの衝撃波の様子
(胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)



(a)非粘性流体結果



(b)粘性流体結果

図 7.12 衝撃波のウィングレット付近拡大図 (胴体：表面圧力係数，衝撃波：赤)

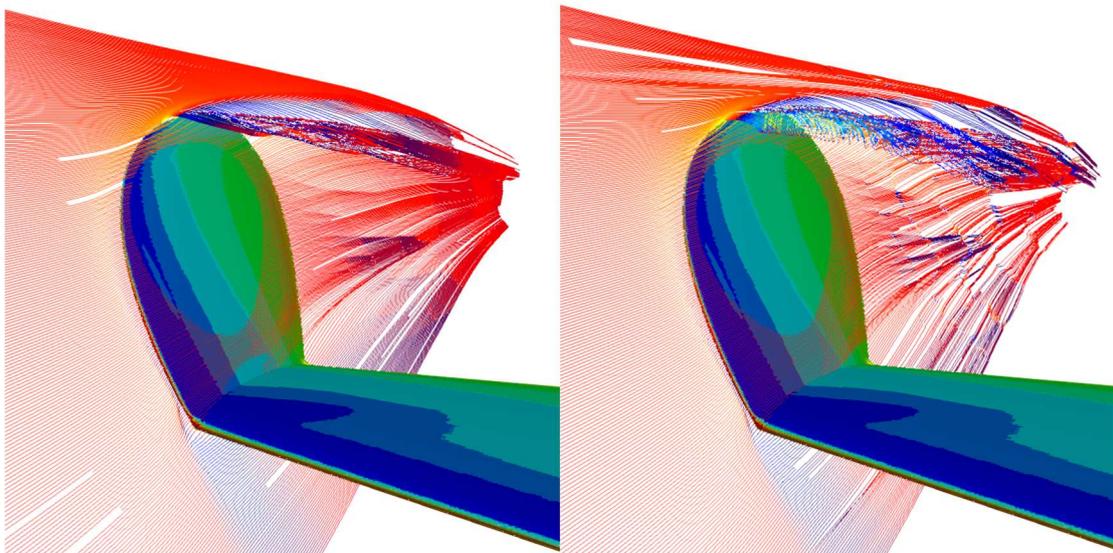


図 7.13 非粘性流束結果(左)と粘性流束結果(右)の流線図
(胴体：表面圧力係数，流線：z 方向速度)

7.3.3.3. Cp 線図の比較

図 7.14 に粘性流体結果と非粘性流体結果での Cp 線図取得位置を示し、図 7.15 に各位置での Cp 線図とその位置での断面翼形状を示す。図 7.15 での断面翼形状はそれぞれのコード位置で正規化している。非粘性流体結果を青線、粘性流体結果を赤線で示す。(a)は胴体中心から 8[m]位置である、翼胴境界位置での Cp 線図と断面翼形状を比較する。粘性流体結果では前縁でのよどみから上下面での圧力変化が、非粘性流体結果と比べて大きいことが確認できる。前縁での圧力変化の大きさ以外は大きな違いはない。(b)は胴体から 15[m]位置での翼端に近い翼部において、Cp 線図と断面翼形状を比較する。粘性流体結果では(a)と同様に、前縁での圧力変化が大きくなっている。急激な圧力低下が起き、直後に順圧力勾配があることから衝撃波が生成されていることが考えられる。また、(a)と同様に前縁付近以外ではCp線図に違いはない。(c)では翼端(スパン方向99[%]位置)で比較する。ここではCp線図に大きな違いがあり、粘性流体結果では前縁付近での圧力変化が鋭く、非粘性流体結果はなだらかに変化していることがわかる。また、非粘性流体結果では順圧力勾配の位置がコード長15[%]から20[%]位置にあるが、粘性流体結果ではコード長20[%]から30[%]位置にあり、衝撃波が後方にシフトしていることがわかる。また、いずれの位置においても同じBWB形状を用いているため、断面翼型に違いはない。粘性流体結果より、いずれの位置でも前縁でのよどみから圧力変化が大きくなっていることが確認された。

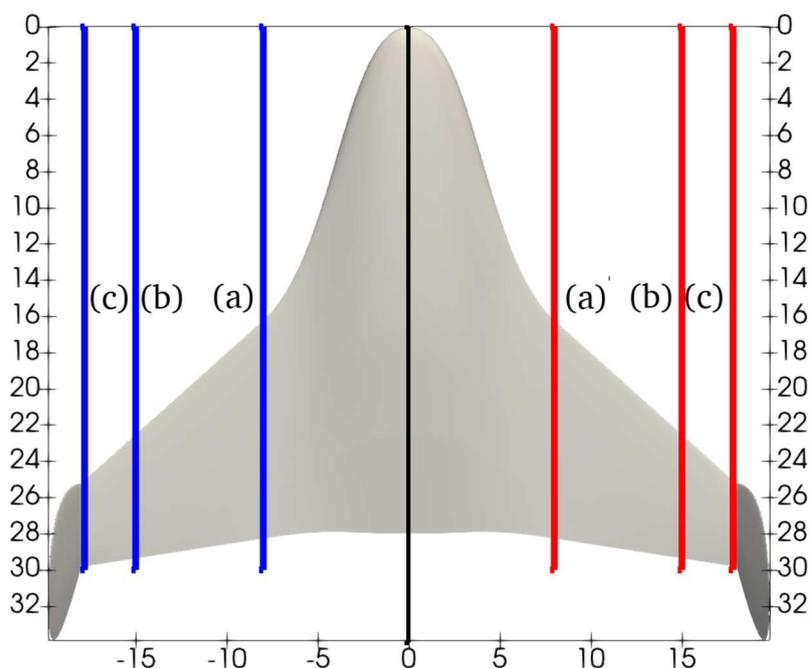
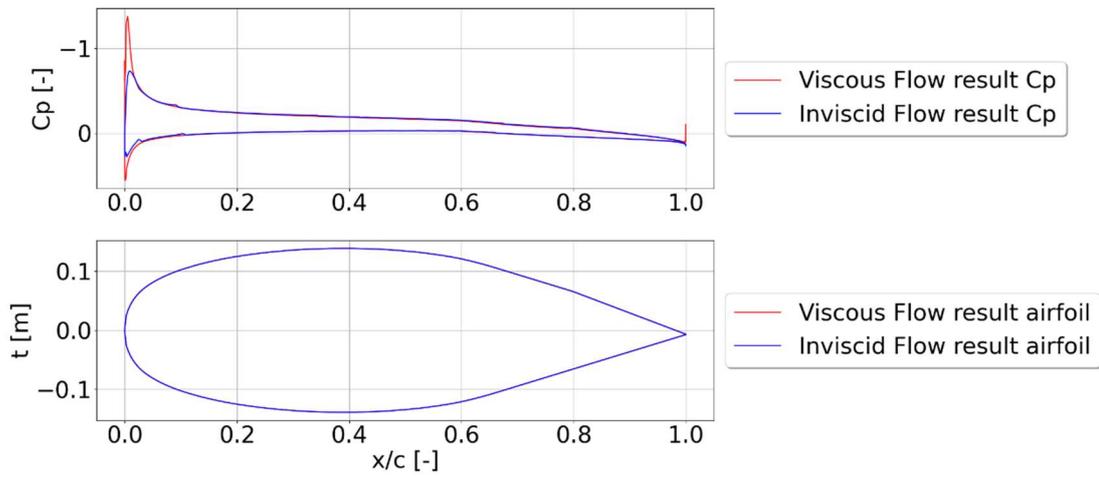
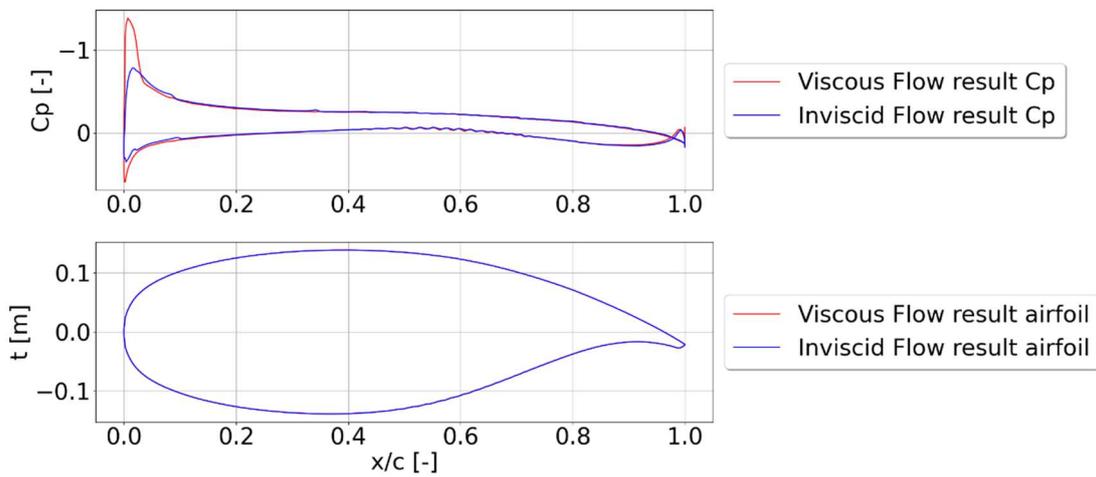


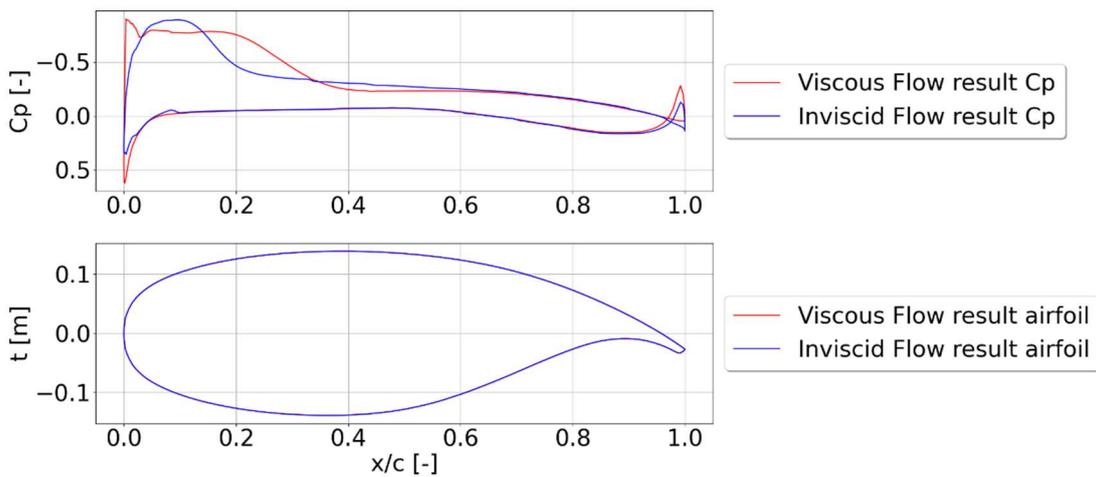
図 7.14 非粘性流体結果(左)と粘性流体結果(右)の Cp 線図取得位置



(a)翼洞境界位置(胴体中心から 8[m]位置)



(b)翼部(胴体から 15[m]位置)



(c)翼端(スパン方向 99%位置)

図 7.15 非粘性流体結果(青)と粘性流体結果(赤)の C_p 線図

7.4. 揚力の算出

前節で得られた結果より, 統合した BWB 形状が小型旅客機に適用可能かを検証する. 揚力に関して, 本計算で用いた主流条件と得られた空力係値より算出する. 揚力は次式より求まる.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{inf} U_{inf}^2 C_L S \quad (7.27)$$

変数における添字 inf は主流での値を示している. 主流での各物理量を表 7.7 に示す. 主流条件としている温度と圧力, 主流の物性値である比熱比と気体定数より, 主流密度と音速が得られる. また, 前節までに得られた統合した BWB 形状の参照面積と揚力係数を表 7.8 に示す.

表 7.7 主流での各物理量

Density [kg/m^3]	0.414
Mach number [-]	0.8
Speed of sound [m/s]	299.5
Temperature [K]	223.252
Pressure [Pa]	26499
Heat capacity ratio [-]	1.4
Specific gas constant [J/ (kg K)]	287

表 7.8 統合した BWB 形状での空力性能評価の結果

Reference area [m^2]	259.2
Cl [-]	0.159

得られた各値を式(7.27)に代入することで揚力が得られる. また, 算出された揚力を重力加速度で除することで得られた揚力で持ち上がる質量が算出できる. 結果を表 7.9 に示す.

表 7.9 統合した BWB 形状での揚力の結果

Lift [N]	489.2e+3
Lift by g [ton]	49.87
Lift by g [lb]	109952
Gravitational acceleration [m/s^2]	9.81

揚力は 489×10^3 [N]という結果となり, それを重力加速度 g で除した結果, 49.8[ton]となった. 小型 BWB 旅客機の重量推算とその比較は唐澤ら⁽⁹⁾によってなされており, 小型 BWB 旅客機の最大離陸重量が 77793[lb] (35.28[ton])であることから, 巡航状態においては十分な揚力が得られていることがわかる.

第8章 結論

本研究では、翼洞融合(BWB)形状を小型旅客機に適用し、高揚抗比を目指した形状最適化計算を行った。はじめに小型 BWB 機の形状を表現するために形状変数を定義し、それらをベジェ曲線と直線により表現した。小型 BWB 機の空力性能評価には CFD 計算を用い、最適化計算ではベイズ最適化を適用させた。空力性能評価と形状最適化計算を自動的に行えるよう、環境構築を行った。

形状最適化計算では設計変数を 10 変数とし、サンプルを 125 点生成した。最適値探索では収束条件を設計変数がほとんど一致する場合とした。最適形状では揚抗比(L/D)が 21.2 となり、従来形状である旅客機が 18 程度であることから、高い空力性能を持つ BWB 機が得られた。サンプルでの L/D 結果と比べても、最適値探索では高い L/D を確認できた。最適形状では、そのほとんどが設計空間の境界値となり、胴体部に関しては必要最低限のキャビンを確認し、正面投影面積が小さくなるよう最適化が進んだ。一方、翼部は翼面積をより大きくし、かつ後退角を大きくすることで、大きな揚力を得て、翼部前縁での衝撃波を緩和しようとしたものと考えられる。胴体部については断面厚みとスパン方向長さが最小となったが、断面形状の変更を考慮しなかった。そこで更なる検討事項として (1) 胴体断面形状を変更させた場合、空力係数が向上するかを調査することとした。また他方で、翼部において翼端翼弦長が 4.6[m]となり、強い翼端渦の生成が予想される。(2) 翼端渦生成による誘導抵抗増大を防ぐため、ウィングレットの付加を検討する。

まず(1)について、胴体の断面翼型形状の変更の際して、スーパークリティカル翼型である SC(2)-0012, SC(2)-0412, SC(2)-0612 を比較対象として CFD を行い、それぞれの L/D を算出した。胴体断面翼型を SC(2)-0012 に変更した場合に最も高い L/D=21.85 という結果が得られた。事前の最適形状と比較すると、L/D は 0.6 程度向上したが揚力係数は減少していた。C_p 線図の比較結果より、特に胴体部での上下面の圧力差の低下が揚力係数低下の要因である。また、抗力係数がより減少した要因としては翼前縁での衝撃波が緩和されたため、造波抵抗が低減されたと考えられる。

次に(2)として BWB の最適形状に対し、翼端渦による誘導抵抗低減のため、ウィングレットの付加を検討した。翼端翼弦長が 4.6[m]という大きさであり、既存のウィングレットが本研究で得られた BWB 形状に適するか未知であることから、ウィングレット形状の最適化を行う。さしあたってまず形状定義を行い、立体形状の表現を行った。その後、設計変数を定義し、制約条件を設定したうえで、L/D の最大化を目的とした形状最適化計算を行った。ウィングレットが薄い形状であることから、CFD における計算格子生成が困難であったため、サンプルデータから推定分布を生成して推定最適値を求めた。得られた推定最適値に対して CFD を行い、最終的な最適形状を得るという計算手法を選択した。最適値探索回数を 700 回と設定し実行した結果、収束値が得られた。それに対して CFD を実行し空力性能評価を行い、L/D=23.68 という結果を得た。ウィングレットを付加していない BWB では L/D=19.49 であったことから、L/D としては 4.0 以上向上した。揚力係数、抗力係数のいずれも向上しており、その要因としてはウィングレットを付加したことにより翼端渦が抑制され、翼部での上下面圧力差の拡大による揚力増加と、翼端渦抑制による誘導抵抗の低減が考えられる。

その後、これまでに得られた結果を統合し、空力性能評価と実現可能性を調査した。計算格子を確実に生成するため、ウィングレット付近にリファインメントボックスを設置したことから、計算格子がおよそ 2470 万セルとなった。CFD を実行し、 $L/D=32.58$ という結果を得た。揚力係数は低下したものの、抗力係数の大幅な低下により L/D が向上した結果となった。翼前縁での衝撃波緩和による造波抵抗の低減が大きな要因であると考えられる。また、粘性を考慮した空力性能評価を行った。レイノルズ数をおよそ $Re = 1.9 \times 10^8$ とし、新たに境界層格子を生成し、格子数をおよそ 5000 万セルとした。CFD を実行した結果、 $L/D=20.45$ という値になり、抗力係数において圧力による抗力係数と粘性応力による抗力係数が同じオーダー程度という結果となった。しかしそれでも従来型 TAW が $L/D=18$ 程度であることを考えると、十分高い L/D が得られている。また一方、統合した BWB 形状の揚力は $Lift = 489 \times 10^3 [N]$ となり、これを重力加速度で除した結果、 $Lift / g = 1009952 [lb]$ となった。この値と小型 BWB 旅客機の重量推算の結果を比較すると、十分な揚力が得られていることが確認できた。

最適化計算における大部分の計算時間は CFD によるものであり、粘性を考慮せずに CFD を行うことで、1 形状当たりの計算時間を減らす選択をした。しかし、6 章の結果より、ある程度十分なデータセットさえあれば、目的関数の推定分布から推定最適値を得られることがわかった。6 章での最適化計算における設計空間では、99 個のサンプルで十分に最適値が推定されたものとする。目的関数の分布と設計変数の設計空間次第であることから、十分なサンプル数や最適値探索回数を一概には示せないが、少なくとも 6 章では、ベイズ最適化の利点である、少数サンプルを用いた推定分布から推定最適値を得るという手法がうまく機能したものとする。このことより、粘性を考慮した CFD を利用した最適化計算を、現実的な計算時間で行える可能性はあると考える。

また、得られた最適形状では十分な L/D であり、揚力としても十分な大きさであることが確認できた。本研究では巡行状態における L/D の最適化を行ったが、今後 BWB の実用化に向けては多くの検証すべき点がある。例えば、離着陸を想定した低速かつ高迎角時の L/D やピッチングモーメントなどの安定性などがある。これらを一つひとつ検証していくことで小型 BWB 旅客機の有用性を示し更に高めることができ、実用化が近づくものとする。

参考文献

- (1) 環境省, “2020 年度 (令和 2 年度) の温室効果ガス排出量 (確報値) について,” <https://www.env.go.jp/press/110893.html> (Last accessed on 13th, February, 2023).
- (2) 環境省, “2.4 運輸部門におけるエネルギー起源 CO₂,” <https://www.env.go.jp/content/900445402.pdf> (Last accessed on 13th, February, 2023).
- (3) 国土交通省, “航空を取り巻く状況と今後の課題・取組,” <https://www.mlit.go.jp/policy/shingikai/content/001467196.pdf> (Last accessed on 13th, February, 2023).
- (4) J. D. Anderson, Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, (2016), pp. 721-726, プレアデス出版.
- (5) 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, (1996), pp. 431-460.
- (6) M. B. Carter, D. D. Vicroy and D. Patel., “Blended-wing-body transonic aerodynamics: summary of ground tests and sample results,” AIAA-2009-935, (2009).
- (7) Airbus Japan Newsletter, 秋合併号, (2020), p. 2.
- (8) R. H. Liebeck, “Design of the blended wing body subsonic transport,” *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, (2004), pp. 10-25.
- (9) J. I. Hileman, Z. S. Spakovszky, M. Drela and M. A. Sargent, “Airframe design for Silent aircraft,” AIAA 2007-453, (2007), pp. 1-15.
- (10) A. L. Bolsunovsky, N. P. Buzoverya, I. L. Chernyshev, B. I. Gurevich and A. P. Tsyganov, “Arrangement and aerodynamics studies for long-range aircraft in “Flying wing” layout,” 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, (2014).
- (11) Airbus, “ZEROe Blended Wing Body Concept,” <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2020-09-airbus-reveals-new-zero-emission-concept-aircraft> (Last accessed on 13th, February, 2023).
- (12) 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,” 第 47 回飛行機シンポジウム講演論文集, JSASS-2009-5040, (2009).
- (13) 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, (2004), pp. 186-188.
- (14) M. Zhang, A. Rizzi, P. Meng, R. Nangia, R. Amiree and O. Amoignon, “Aerodynamic design considerations and shape optimization of Flying Wing in transonic flight,” 12th AIAA Aviation Technology, Integration and Operation Conference and 14th AIAA/ISSM AIAA 2012-5402, (2012).
- (15) P. W. Jansen, R. E. Perez and J. R. R. A. Martins, “Aerostructural optimization of nonplanar lifting surface,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 5, (2010), pp. 1490-1503.
- (16) 四谷智義, 金崎雅博, “大域的設計探査効率化のための翼型表現法と実問題への適

- 用,” 首都大学東京大学院修士学位論文, (2012).
- (17) Z. Lyu and J. R. R. A. Martins, “RANS-based aerodynamic shape optimization of Blended-Wing-Body aircraft,” 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 2013-2586, (2013).
- (18) 埴田亮, 野村聡幸, 村山光宏, 山本一臣, 金崎雅博, “翼洞融合型旅客機の翼型空力設計及び性能検証,” 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012 論文集, (2012), pp. 101-107.
- (19) 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).
- (20) GPyOpt Authors, “GPyOpt Documentation,”
<https://buildmedia.readthedocs.org/media/pdf/gpyopt/latest/gpyopt.pdf> (Last accessed on 13th, February, 2023).
- (21) OpenSCAD, “OpenSCAD – The Programmers Solid 3D CAD Modeler”,
<https://www.openscad.org/> (Last accessed on 13th, February, 2023).
- (22) 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).
- (23) L. P. Swiler and G. D. Wyss, “A user’s guide to Sandia’s Latin Hypercube Sampling software: LHS UNIX library and standalone version,” Technical Report SAND04-2439, (2004).
- (24) 持橋大地, 大羽成征, ガウス過程と機械学習, 講談社, (2019).
- (25) N. Srinivas, A. Krause, S. Kakade and M. Seeger, “Gaussian process optimization in the bandit setting: no regret and experimental design,” 27th International Conference on Machine Learning, (2010).
- (26) E. Shima and K. Kitamura, “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds”, AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, (2011), pp. 1693-1709.
- (27) B. van Leer, “Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme V. A Second-Order Sequel to Godunov's Method”, Journal of Computational Physics, Vol. 32, (1979), pp. 101-136.
- (28) V. Venkatakrishnan, “Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters”, Journal of Computational Physics, Vol 118, (1995), pp. 120-130.
- (29) 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, (1995), pp. 123-124.
- (30) E. Cuthill and J. Mckee, “Reducing the Bandwidth of Sparse Symmetric Matrices”, Proceedings of the 1969 24th National Conference, (1969), pp. 157–172.
- (31) V. V. Rusanov, “The calculation of the interaction of non-steady shock waves and obstacles”,

- Zh. vych. Fiziki, Vol. 1, (1961), pp. 267-279.
- (32) Y. He, B. Song and Y. Cao, “Structural optimization of an underwater glider with blended wing body”, *Advances in Mechanical Engineering*, Vol. 9, No. 9, (2017), pp. 1-11.
- (33) C. D. Harris, “NASA Supercritical Airfoils,” NASA technical paper 2969, (1990).
- (34) 三菱重工技報, 航空宇宙特集, Vol. 51, No. 4, (2014), pp. 2-4.
- (35) 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).
- (36) B. J. Griffin, N. A. Brown and S. Y. Yoo, “Intelligent Control for Drag Reduction on the X-48B Vehicle”, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA 2011-6470, (2011), pp. 1-12.
- (37) nekosan, 基礎からの OpenSCAD, 工学社, (2016).
- (38) Airbus, “A350 Less Weight. Less Fuel. More Sustainable.”
<https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a350/a350-less-weight-less-fuel-more-sustainable>
(Last accessed on 13th, February, 2023).
- (39) J. Dacles-Mariani, G. G. Zilliac, J. S. Chow and P. Bradshaw, “Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 9, (1995), pp. 1561-1568.
- (40) Z. Lei, “Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 48, No. 161, (2005), pp. 152-160.
- (41) D. J. Mavriplis, “Revisiting the Least Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured Meshes,” NASA/CR-2003-212683, (2003).
- (42) E. Shima, K. Kitamura and T. Haga, “Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids,” *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 11, (2013), pp. 2740-2747.

謝辞

本研究を行うにあたって、高知工科大学、荻野要介 講師には多大なるご指導、ご支援を賜りました。毎週のミーティングやゼミなどを通し、研究手法の相談や結果の議論にお時間を割いていただき、厳しくも温かいご指導をいただきました。また、休日や勤務後にもかかわらず、論文添削や研究室での困りごとなどの相談にも乗ってくださいました。丁寧なご指導に深く感謝申し上げます。

高知工科大学、野崎理 教授には多くのご指導とご意見をいただきました。研究室全体での研究報告において、発表に対する姿勢やプレゼン方法についてご指導いただき、研究内容に関するご指摘をいただきました。今後の社会人生活にも役立つ視点を教えていただきました。深く感謝申し上げます。

本研究での空力データは宇宙航空開発研究機構が所有する、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ることができました。関係各位に謝意を表します。

航空エンジン超音速流研究室、超音速班の皆様には研究活動、ゼミやミーティングなどで様々なご支援、ご協力をいただきました。特に、研究室 OB である唐澤颯人 様には本研究の基礎を築いてくださり、私が本研究を行うきっかけとなりました。心から感謝申し上げます。また、同期である安部翔太 君、笠石丈二 君には三年半にわたって研究室でともにし、多くの刺激を得ることができました。本当にありがとうございました。また、同じ班である浅井友彰 君、岩田雄太郎 君、久保田佑弥 君、磯部拓海 君、橋爪見奈 さんには普段から親しく接していただき、楽しい研究室生活を送ることができました。ありがとうございました。内部流班の濱崎大輝 君、高島涼太郎 君、佐藤拓 君、武田明樹 君をはじめ、後輩の皆さんにも研究に関して、多くのご意見やご協力をいただきました。感謝申し上げます。

研究について話し合い、支えてくれた研究室同期、学部の頃からおいしい飲み屋に連れて行ってくれる友人、パイロットになってもたまに高知に来てくれる友人、東京から二度も高知に来てくれた親友、十年来で研究の話を分かってくれる元野球部、大阪でスペイン人と楽しそうに過ごす博士課程に進む友人、帰省する度に会って話を聞いてくれる幼馴染たち、研究のモチベーションを高め、とても楽しく充実した学生生活を送ることができました。感謝いたします。

最後に、学生生活を不自由なく過ごさせていただいた両親と兄妹、さまざまなご支援をしてくださった伯父、叔母、そして日々私を励まし支えてくれた是枝百花 さんには深く感謝申し上げます。本当にありがとうございました。