

CFD 最適設計技術を用いた小型超音速ジェット実験機 1 次形状の空力設計

牧野好和 *1、岩宮敏幸 *1、雷忠 *2

Aerodynamic Design of the First Configuration for a Scaled Supersonic Jet-Powered Experimental Airplane Using CFD Based Optimization Design Technique

Yoshikazu MAKINO *1, Toshiyuki IWAMIYA *1, Zhong LEI *2

Key Words : SST, Aerodynamic Design, Optimization, Area-rule

Abstract

An aerodynamic shape optimization of the first configuration of a scaled supersonic jet-powered experimental airplane is conducted using an originally developed design tool. The design tool combines a three-dimensional Euler CFD code with a quasi-Newton optimization technique. An overset-grids technique is adopted to calculate the flow around a complex airplane configuration. An adjoint method is utilized in the optimization process of this design tool in order to reduce the computational costs. The pressure drag of the first configuration of the jet-powered experimental airplane is reduced about 4 [drag count] after optimized its nacelles and fuselage shapes by this design tool.

1. はじめに

現在航技研が進めている小型超音速実験機プロジェクト (NEXST 計画)¹⁾では、無推力でロケット打ち上げ式のロケット実験機に続き、ジェットエンジンを取り付けたジェット実験機の基本設計が進められている。ジェット実験機の空力設計においては機体/ナセル干渉等、複雑な空力現象を考慮する必要があるため、ロケット実験機の自然層流翼コンセプト実現のために開発された CFD 逆問題空力設計法²⁾に加え、CFD により目的関数を評価し機体の抵抗低減を図る CFD 最適設計技術が適用される。本設計法は Euler 方程式を支配方程式とする CFD 解析と勾配法を使った最適化手法とを組み合わせたものであるが、CFD 解析においては複雑な機体形状に対応するため重合格子法を用い、また最適化プロセスにおいては Adjoint 法を利用して勾配計算を行うことにより計算コストを大幅に節約している。今回は開発された最適設計手法をジェット実験機空力 1 次形状のナセル及び胴体形状設計に適用した。

2. 最適設計手法

本研究で開かれた空力最適設計法のフローチャートを図 1 に示す。本設計ツールでは、CFD と組み合わせる最適化手法として Davidon-Fletcher-Powell の共役勾配法 (DFP 法、quasi-Newton 法) を採用した。この最適化手法は 2 次形式で表現される関数の Hessian 行列の逆行列を共役方向を利用して近似することで最小点を求める方法であり、微分情報を使う勾配法の中で最も効率の良い方法と言われている。DFP 法における 1 つの設計サイクルは、各設計変数に対する目的関数の勾配を求めるプロセスと、求めた勾配から目的関数が減少する方向へ直線探索するプロセスの 2 段階からなる。勾配を求めるプロセスにおいては、設計変数に微小変動を与えながら CFD 解析を繰り返し行って差分的に勾配を求める方法が通常とられるが、勾配を片側差分で近似するとしても設計変数の個数回 (+ 比較のための最初の 1 回) の CFD 解析が必要となり、3 次元機体形状設計の様に 1 回の CFD 解析にかかる計算コストが大きいケースでは設計変数の個数 (設計空間の大きさ) に制約が加えられてしまう。最近、この問題を解決する手法として、変

*1 航空宇宙技術研究所

*2 ヴァイナス

分原理を応用した Adjoint 法³⁾が提案されているので、本設計法ではこの手法を利用して計算コストの削減を図った。Adjoint 法とは、変分原理に基づき流れの支配方程式を拘束条件として用いることにより、Adjoint 方程式を 1 回解けば設計変数に対する目的関数の勾配を全て求めることができる手法であり、大幅な計算時間の短縮が可能となる。

とを比較して示す。Adjoint 法を用いて計算した勾配は、全ての設計変数に対して差分的に求めた勾配とほぼ一致しており、Adjoint 法による感度解析の妥当性を示している。

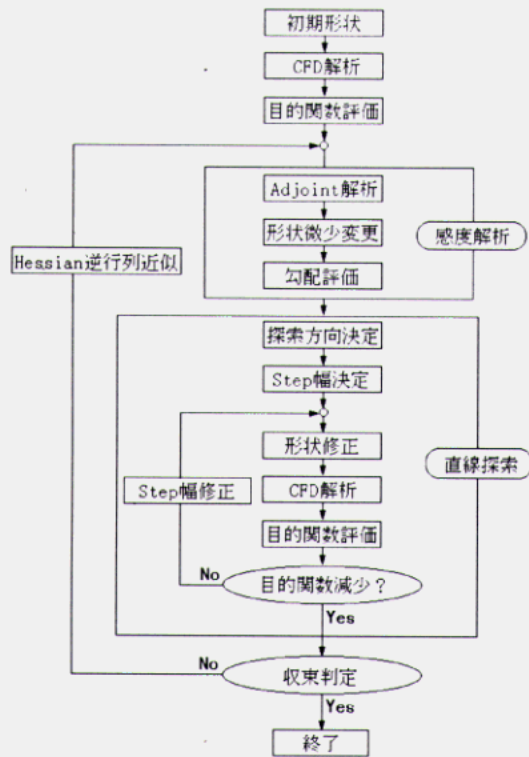
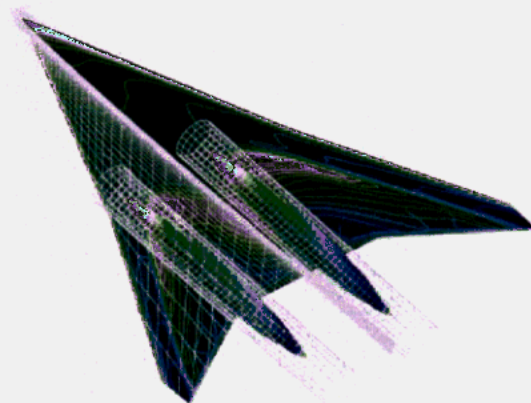


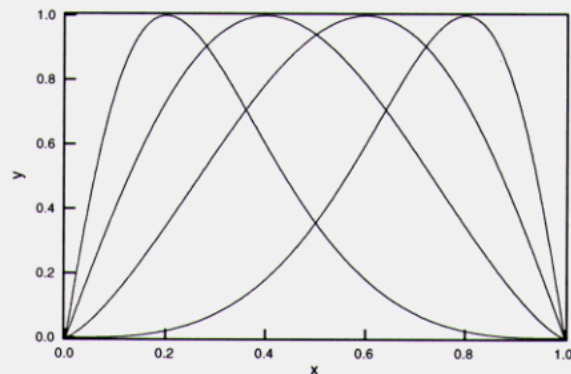
図 1. 設計のフローチャート

3. 感度解析手法の検証

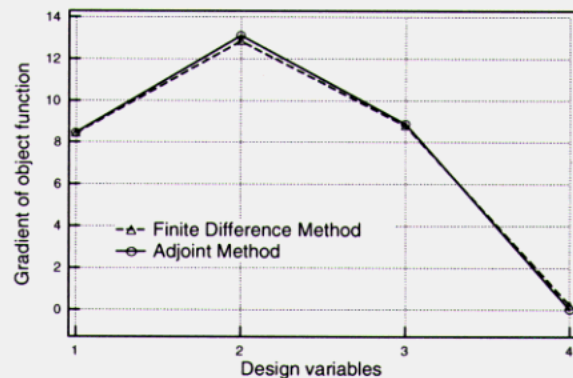
上記の最適空力設計ツールの検証のため、本ツールを図2(a)に示す3次元翼の下に2つの軸対称物体を配置した3物体の総抵抗最小化問題に適用する。目的関数はEuler CFD解析により得られる3物体の圧力抵抗の合計とし、翼型を最適化することにより抵抗最小化を図る。翼断面は全てのスパン位置で同じであるとし、形状修正法としては初期形状のキャンバラインに図2(b)に示す4個の基本関数の線形結合で定義される曲線を加える方法を用いる。設計変数は線形結合の係数4個である。図2(c)には第1回目の設計サイクルにおける目的関数の勾配を Adjoint 法を用いて計算した結果と、CFD解析を繰り返し行って片側差分で求めた勾配



(a) 3 物体



(b) 基本関数



(c) 勾配比較

図 2. 感度解析手法の検証

4. 設計結果

まず今回の設計により得られたジェット実験機空力1次形状を図3に示す。ジェット実験機は全長11.5m、翼幅4.93m、重量は約8 tonで、YJ-69エンジン2基を搭載するため長さが約3mのナセルがついており、ナセル外形形状が空力特性に与える影響は大きい。空力1次形状の設計では、主翼翼断面設計にはロケット実験機同様CFD逆問題設計法を適用して自然層流翼の実現を目指し、ナセル外形形状と胴体形状の設計には今回開発したCFD最適設計法を適用して抵抗低減を図った。

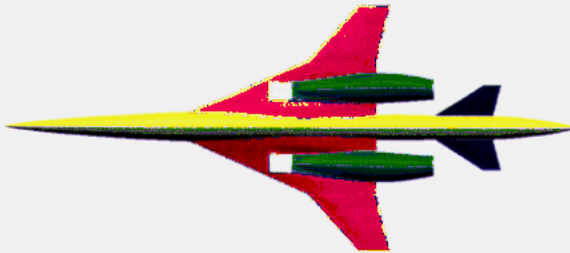
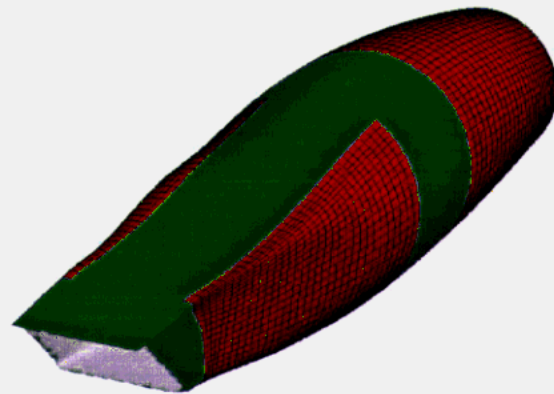


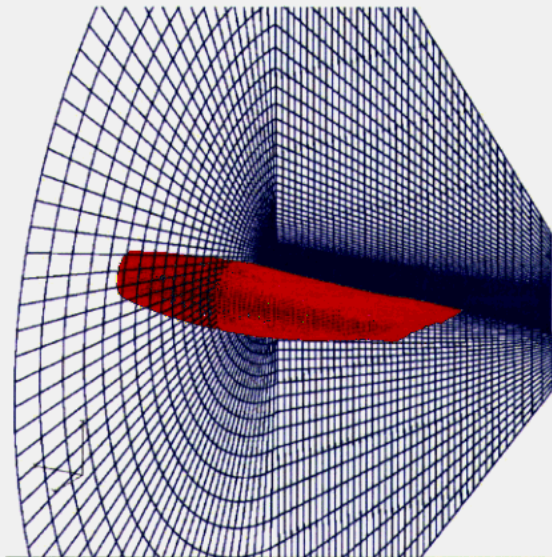
図3. ジェット実験機1次形状

4.1 ナセル外形形状最適化

1次形状設計に用いたナセルの初期形状を図4(a)に示す。ナセル設計においては、今回は翼胴との干渉は考慮せずナセル同志の干渉抗力のみを考慮して最適化を行うこととした。図4(b)に示す様にナセル周りに作成した子供格子を主流の親格子と重ね合わせ、親格子に左右対称条件を与えることにより2つのナセル間の干渉抗力を含めた圧力抗力を推算する。図4(c)にナセル間の干渉の様子を示す。互いのインテーク部から発生する衝撃波がナセル内面に反射して複雑に干渉している様子が分かる。設計の拘束条件として、エンジン性能に影響を及ぼすインテーク部と翼下面との接合部であるダイバータ部を含むナセル上面、そしてエンジンを取納するナセル中央部は形状を固定としたため、図4(a)に示すハッチ部分のみを形状修正する。形状修正法としては2次元のBezier曲面を用い、固定部となめらかに接合させる。設計変数の個数は前方ハッチ部に $4 \times 7 = 28$ 個、後方ハッチ部に $4 \times 6 = 24$ 個、計52個とした。



(a) ナセル形状



(b) ナセル設計用重合格子



(c) ナセル間相互干渉

図4. ナセル周りのCFD解析

最適化により得られたナセル形状を図5に示す。後方ノズル部において最適形状は初期形状より直線的に細くなっているのが分かる。これは初期形状のナセル後部で強い膨張波が発生し、抵抗が増加しているのを緩和するためであると考えられる。またナセルの内側には対ナセルのインテーク部からの衝撃波があたっており、初期形状においては内側形状が前向き勾配を持っているため抗力成分が大きい。最適化後の内側形状は初期形状に比べて前方部が膨らみ中央部でへこんで、全体としてフラットな形状となることでナセル間の干渉抗力を低減している。表1に示す様にこの最適設計により2つのナセルの圧力抵抗は約3カウント（1カウントは $CDp=0.0001$ ）低減した。

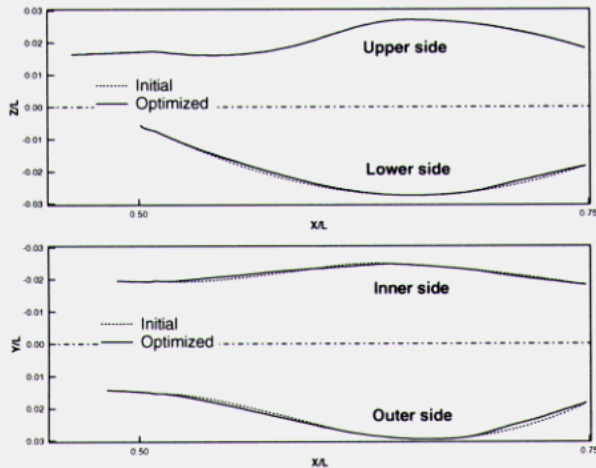


図5. ナセル外形形状最適化結果

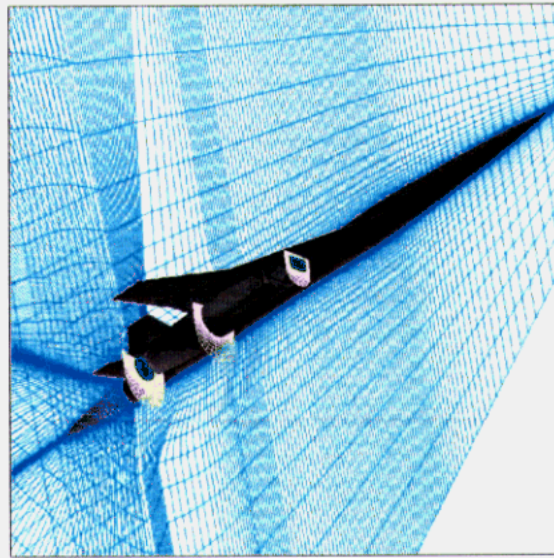
表1. ナセル最適化による抵抗低減量

	初期形状	最適形状
C_{Dp}	0.01008	0.00974

4.2 胴体形状最適化

胴体設計においては、主翼・胴体及び水平・垂直尾翼にナセルの外部抵抗を加えた圧力抗力を目的関数として最適化を行った。CFD解析に用いられた重合格子を図6(a)に示す。主翼・胴体周りに作成した親格子にナセル外部及びナセル内部に作られた2つの子供格子を重ね合わせ機体/ナセル干渉抗力を考慮する。ここでも親格子には左右対称条件を与えている。計算結果の一例を図6(b)に示す。本最適設計手法で用いている勾配法は初期値

周辺の局所探索を行うため、最適化プロセスの初期胴体形状としては線形理論によってエアリアルール化された胴体の他にも数種類を用意し、最も抵抗が小さな形状を採用した。設計拘束としては胴体体積が初期形状よりも小さくならないこととし、体積が初期形状を下回った場合には目的関数にペナルティ関数を加えた。



(a) CFD解析用重合格子



(b) 表面 C_p 分布

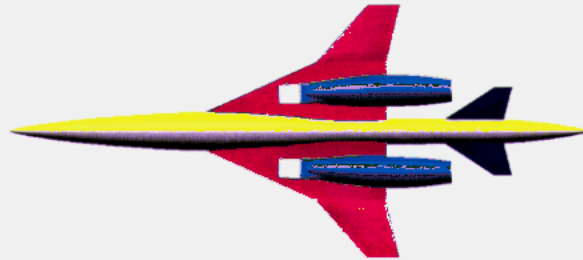
図6. 1次形状CFD解析

胴体形状修正法としては初期軸方向半径分布に対し、16次Bezier曲線によって定義される修正半

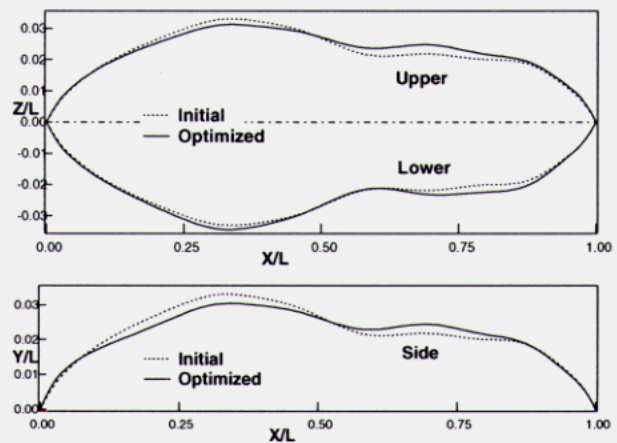
径分布を加えることにより行う。制御点は17点であるが機首と後端は固定なので実質15点であり、それぞれの点の軸方向位置は等間隔で固定とし、半径方向の座標のみを設計変数に用いたので1つのBezier曲線に対し設計変数は15個となる。

文献4)において筆者らは、強い機体/ナセル干渉を含む流れ場を生成する機体形状に対して従来の軸対称胴体から非軸対称胴体に設計空間を広げることにより、軸対称エアリアルール胴体よりも抵抗の小さい機体設計が可能であることを報告している。図7に、この非軸対称胴体設計をジェット実験機07形状に適用した例を示す。ジェット実験機07形状は今回の1次形状設計の初期形状であるジェット実験機08形状の1つ前の概念設計形状であり、08形状や1次形状に比べ前胴部が太いのが大きな特徴である。この07形状の胴体を上面、側面、下面それぞれについて独立に軸方向半径分布を修正することにより最適化を行った。従ってここでは3つのBezier曲線を用いた。またこのケースにおいては20次のBezier曲線を用いたため、総設計変数は $19 \times 3 = 57$ 個となった。図7(b)に示す最適化結果を見ると、最適化後の胴体形状は初期形状に対し前胴部において下側胴体が膨らみ、上方、側方胴体が細くなっている。これは機体/ナセル干渉及びナセル/ナセル干渉の強い翼下部において、前胴部下部から強い膨張波を発生させて干渉抗力の大きなナセル表面（特に内側表面）の圧力を低下させようとする効果であると考えられる。また後部胴体は胴体体積を一定に保つために膨らんでいる。この最適化により機体の外部圧力抵抗は軸対称エアリアルール設計された初期形状に対し約2.3カウント低下した。(表2)ただし、今回の最適化においては迎角を 0° で一定としており、揚力に関する拘束を行っていないため、抗力と同時に揚力も減ってしまっている。これは前胴部下部の膨張波が翼下面に影響したためであり、揚力依存抵抗を考慮すると同じ揚力条件では最適化による抵抗低減効果が減ずると考えられるが、今回は最小抵抗付近（ポラー曲線のボトム付近）での最適化であるため揚力一定の拘束がそれほど最適化結果には影響を与えなかったものと期待できる。ただし今後巡航迎角での形状最

適化を考える上では、揚力拘束を取り入れることは必須となる。



(a) ジェット実験機07形状



(b) 最適胴体形状

図7. 非軸対称胴体最適設計例

表2. 07形状胴体形状最適化による抵抗低減量

	初期形状	最適形状
胴体体積	0.001710	0.001706
C_L	0.0229	0.0188
C_{Dp}	0.01177	0.01154

次に1次形状の非軸対称胴体設計には16次Bezier曲線を上面、側面、下面の3つに用い、総設計変数は $15 \times 3 = 45$ 個とした。非軸対称胴体最適化を行ったジェット実験機1次形状の胴体形状を図8に示す。最適胴体形状は前胴部において上方、側方胴体が細くなり、下部胴体は太いままであり、07形状最適設計により得られた胴体と同様の傾向が見られた。また、体積を一定に保つため上方、側方で細くなった分、側方後部胴体が太くなっているのが分かる。表3には本設計による抵抗の低減量を示す。最適形状の抵抗は初期形状に対し約1カ

ウント低くなっている。ただし最適形状の抵抗を0.8形状胴体のものと比べるとわずかに0.4カウント低くなったに過ぎない。0.7形状のケースほど最適設計の効果が得られなかった理由としては、初期胴体形状として用いた0.8形状のエリアルール設計用ターゲット等価断面面積分布がSears-Haack分布からずれていたことが挙げられる。図9に0.8形状の等価断面面積分布を示す。0.8形状のエリアルール設計においては、ナセル等価断面面積最大の位置付近で実験機システム上の設計拘束である最小胴体径を保つため、機体前方部と後方部で2つの異なるSears-Haack分布（前方部：S-H body 08、後方部：S-H body 07）をターゲットに用いており、等価断面面積分布の $x=7000$ [mm]付近に滑らかでないつなぎ目がある。そのため、このターゲットに合わせて設計された0.8形状胴体も前方部と後方部とが不連続な変化率でつながっていると考えられ、今回の1次形状の設計で機首から後端までを1つのBezier曲線で表現したのは適当でなかったものと思われる。今後のジェット実験機2次形状設計においては前方部と後方部で別々の曲線を用いる等、形状修正法の選択にはさらに工夫が必要であると考ええる。

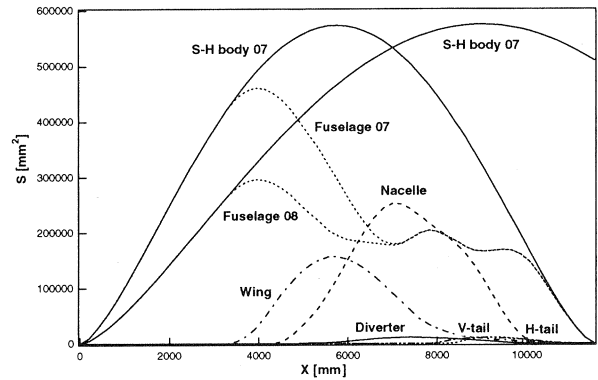


図9. 0.8形状等価断面面積分布

5. まとめ

複雑形状に対応した重合格子法を用いたCFD解析と、変分法により感度解析の効率を上げるAdjoint法を利用した空力最適設計ツールを開発し、ジェット実験機の空力1次形状設計においてナセル外形形状設計と非軸対称胴体設計に適用することで本設計ツールの有効性を示した。今後はさらに実験機システムの成立性からの要求を満たすように設計拘束条件を課して、ジェット実験機2次形状設計を進める予定である。

参考文献

- 1) Sakata, K., "Supersonic Research Program in NAL, Japan," 1st International CFD Workshop for Super-Sonic Transport Design, pp.1-4, 1998.
- 2) Shimbo, Y., Yoshida, K., Iwamiya, T., Takaki, R. and Matsushima, K., "Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Experimental Airplane," 1st International CFD Workshop for Super-Sonic Transport Design, pp.62-67, 1998.
- 3) Reuther, J., Jameson, A., Farmer, J., Martinelli, L, and Saunders, D., "Aerodynamic Shape Optimization of Complex Aircraft Configurations via an Adjoint Formulation," AIAA paper 96-0094, 1996.
- 4) Makino, Y., Iwamiya, T., Lei, Z., "Fuselage Shape Optimization of a Wing-body Configuration with Nacelles," AIAA paper 2001-2447, 2001.

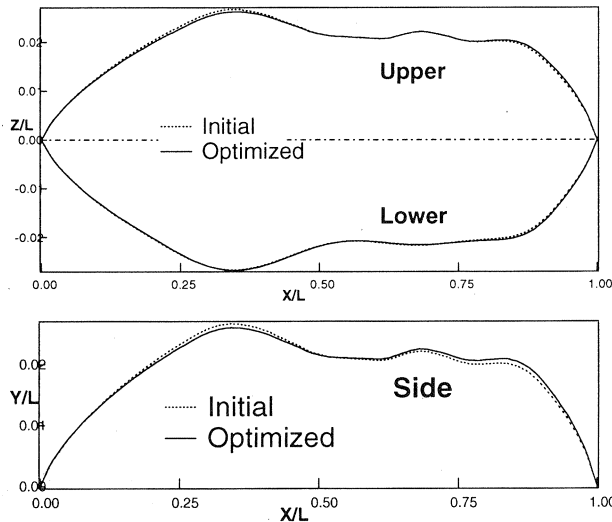


図8. 胴体形状最適化結果

表3. 胴体形状最適化による抵抗低減量

	08形状胴体	初期形状	最適形状
胴体体積	0.001250	0.001251	0.001250
C_L	0.0357	0.0365	0.0354
C_{Dp}	0.01397	0.01405	0.01393