

多目的最適化によるソニックブームと空力抵抗のトレードオフ解探索

佐々木 大輔^{*1}、楊 国偉^{*1}、大林 茂^{*1}Tradeoff Solutions Obtained from Multiobjective Optimization
for Minimizing Sonic Boom and Aerodynamic Drag

by

Daisuke SASAKI^{*1}, Guowei YANG^{*1}, Shigeru OBAYASHI^{*1}

ABSTRACT

In this research, multiobjective optimization system has been developed to reduce the aerodynamic drag and the sonic boom for SST wing-body configuration. Wing and fuselage are defined by 131 design variables and optimized at the same time. Multiblock grids around SST wing-body configuration are generated automatically and an Euler solver is used to evaluate the aerodynamic performance of SST wing-body configuration. Sonic boom is evaluated based on the equivalent area distribution by Darden. MOGA is used as an optimizer of the present optimization. To reduce the large computation time, CFD computations are parallelized by a simple master-slave concept on SGI ORIGIN 2000 at The Institute of Fluid Science at Tohoku University.

1. はじめに

国際社会の成熟に伴い人の移動や物資の輸送が盛んになるにつれて、大陸間の高速度輸送が求められるようになってきた。唯一の商用超音速旅客機(SST)であるコンコルドは、低い空力性能による経済性の悪さや騒音等の諸問題により商業的に成功を収めたとは言い難い。そこで、次世代 SST の実現が期待されており、様々な研究・開発が行われてきている[1-8]。日本では、航空宇宙技術研究所(NAL)が数値流体力学(CFD)技術による設計手法の確立を目的として NEXST プロジェクトを行っている[3-5]。

現実問題として、超音速旅客機実現のためには解決されなければならない技術的問題が山積している。例えば、超音速巡航時の空力性能・離着陸性能・騒音・ソニックブーム等である。超音速旅客機の経済性を向上させるためには、巡航性能の改善が必要である。しかし、超音速飛行時に発生する衝撃波によって引き起こされるソニックブームは、地上の生物や建物に影響を与えるため、できるだけ低減されなければならない。空力性能の向上とソニックブームの低減は相反する関係にあり、両者をもとに改善することは難しいため、多目的最適化を行ってトレードオフを得ることが必要となる。進化計算法は確率論的最適化手法の一種であり、多目的最適化における目的関数間のトレードオフを表すパレート解と呼ばれる解集合を効果的に得ることができる。

筆者らは過去に SST 主翼形状について、進化計算法の一種である遺伝的アルゴリズム(GA)を用いて多目的空力最適化を行ってきた[7,8]。主翼形状は、翼平面形・キャンパーとねじれで構成されるワープ形状・翼厚分布に分類される 72 の設計変数によって表され、その空力性能は CFD 解析によって計算された。最適化の結果、目

的関数間のトレードオフが明らかとなり、またいずれに目的においても NAL の設計よりも優れた主翼形状を設計する事ができた。

SSTに限らず、一般に航空機形状を設計する際に主翼と胴体を別々に設計して結合させると、干渉抵抗が生じやすい。そこで、主翼と胴体形状を同時に最適化することで、空力的に優れた SST 翼胴形態を設計することが可能であると考えられる。過去の研究で用いた定義法によって主翼形状を表し、Bezier 曲面によって非軸対称胴体形状を表す。また、主翼と胴体の取付位置・取付角度・上半角も設計変数とすることで、より自由度の高い設計が可能である。そのようにして設計された SST 翼胴形態の空力評価を行うため、マルチブロック格子を作成して Euler 計算を行う[9]。ここで、Transfinite 補間法[10]によって SST 翼胴形態周りに 30 のブロックが自動的に生成される。本研究では、超音速巡航時の空力性能向上に加えて、ソニックブームの低減を目的とした 2 目的最適化を多目的遺伝的アルゴリズムによって行う。Darden の研究[11]によって低ソニックブームとなる等価断面積分布が知られているため、その分布と設計された SST 翼胴形態の分布との差を目的関数とし、それを最小化することで低ソニックブームの実現を図る。

2. 翼胴形態周りの構造格子生成

本研究ではマルチブロック法を用いて空力解析を行うため、設計変数に基づいて SST 翼胴形態の生成を行い、その周りに自動的に計算格子を構築しなければならない。図 1 にそのフローチャートを示す。なお、本研究で設計対象とする SST は乗客数 300 人を想定しており、構造強度を考慮した設計諸元を表 1 にまとめた。これは NAL

*1 東北大学流体科学研究所

によって主催された SST-CFD Workshop における SST 設計コンテストで示された設計諸元である。

2. 1 翼胴形態の定義

設計変数は主翼形状・胴体形状・主翼と胴体の取付要素の3つに大別される。主翼形状はさらに翼平面形・ワープ形状・翼厚分布に分類される。ワープ形状はキャンパーにねじりを加えた複雑な三次元形状を表す。翼平面形は図2に示すように、内翼スパン長・外翼スパン長・キルクコード長・翼端コード長・内翼の平均構造後退角・外翼の後縁後退角の6設計変数で表される。キャンパー分布・ねじり分布・翼厚分布は過去の研究で用いた定義を使用し、Bezier 曲面や B-Spline 曲線によって表す。その結果、主翼形状は72設計変数によって表される。

ソニックブームを低減する設計を探索するために、上下に非対称な胴体形状を用いる。流れ方向に5断面を定義し、各断面において流れと垂直方向に7点の制御点をとる。これに加えて、胴体先端と後端に各1点を取った計37制御点から構築されるBezier 曲面によって胴体形状を表す(図3)。なお、Bezier 曲面を表すために必要な設計変数の総数は55である。なお、客室容積を確保するため、表1にあるように胴体容積と胴体径に対して制約条件が課されている。

主翼と胴体の取り付けに関する設計変数は主翼の取付位置と角度に加えて上半角であり、その総数は4である。なお、対称面における主翼の取付位置と取付角を図4に示す。以上より、本研究の SST 翼胴形態は131設計変数によって表される。

131設計変数に基づいて SST 翼胴形態の表面格子を生成するためには、主翼と胴体の交線を効率よく抽出する必要がある。そこで、主翼と胴体それぞれについての表面構造格子を最初に生成する(図5(a))。次に Lawson 探索[12]を用いて主翼格子が交差する胴体格子を求め、その交点を計算する。そうして得られた交線(図5(b))を元に翼胴形態を8つの領域に分割する(図5(c))。

2. 2 表面及び空間格子の生成

主翼と胴体の交線を基準として生成された8領域それぞれに対して表面格子の再生成を1次元補間関数によって行う。その結果、生成された主翼と胴体の表面格子を図5(d)に示す。この分割された表面格子を元に Transfinite 補間法[10]を適用して、空間格子の生成を行う。SST 翼胴形態周りに生成した30ブロックの様子を図5(e)に示す。適当な設計変数を元に形状定義を行い、それに対して表面格子を生成した図を図6に示す。

3. 進化計算法による多目的最適化

本研究では、SST 翼胴形態について超音速巡航性能の向上とソニックブームの低減を目標として多目的空力最適化を行う。空力性能の評価には Euler 計算を用い、ソニックブームの評価には等価断面積分布を用いる。空力性能を向上させると一般にソニックブーム強度が上昇してしまうため、トレードオフが存在している。それを効率的に求めるために、進化計算法の一つである実数型多目的遺伝的アルゴリズム(MOGA)を用いる[13]。

3. 1 空力性能の評価

図5で生成した SST 翼胴形態周りの格子に対して、マルチブロック法を用いて Euler 計算を行う。時間積分には LU-SGS 陰解法[14]を用い、TVD 型風上差分に基づいて空間離散化を行い、MUSCL 法で高次精度化を図った HLLEW スキームを用いて流束の評価を行う。超音速巡航マッハ数2.0における巡航抵抗最小化を目的関数とし、制約条件として設計揚力係数を0.10とする。設計揚力係数を得るために、有限差分によって迎角を変更して3回の空力評価を行う。

3. 2 ソニックブームの評価

本研究ではソニックブームを簡単に推算するために等価断面積分布を用いる。等価断面積分布($Ae(t)$)は、図7に示すようにマッハ角で切り取られる翼胴形態の断面積分布($A(t)$)と揚力分布($B(t)$)の足し合わせによって計算される。Darden によって求められたマッハ数1.6における低ソニックブーム形状の等価断面積分布を図7に併せて示す。なお、この分布は NAL の吉田氏より提供して頂いた。そこで Darden の分布の実現を目指して、設計された翼胴形態による等価断面積分布と Darden の分布の差の最小化を目的関数とする。この値が小さいほど理論的にソニックブームが小さいということである。なお、等価断面積分布を求める際の巡航マッハ数を1.6、設計揚力係数を0.125とし、等価断面積分布の計算に必要な揚力分布は前節の Euler 解析によって求める。

3. 3 実数型 MOGA

本研究の多目的最適化について以下に記述する。

目的関数(2)

- ・超音速巡航抵抗の最小化(M=2.0)
- ・Darden の等価断面積分布との差の最小化(M=1.6)

制約条件(3)

- ・主翼体積、胴体体積、胴体径

設計変数(131)

- ・主翼形状の定義
- ・胴体形状の定義
- ・主翼と胴体の取付要素

この2目的最適化を行って、そのトレードオフを表すパレート解を効率よく求めるために実数型 MOGA を用いる。空力最適化のように実数値を用いる最適化問題に対しては、設計空間を連続に取れるため、従来のバイナリ型に比べて実数型の方がより直接的な手法である。そのため、本研究では実数型 MOGA[13]を用いる。

図8に本研究で用いた MOGA のフローチャートを示す。無駄な空力計算を回避するため、初期集団の生成手法として、すべての個体が制約条件を満たすまでランダムに生成をおこなうこととした。各個体はパレートランキング法とフィットネスシェアリングに基づいて、適合度が計算される。この適合度を元に SUS 選択によって、親として選ばれる集団が選択される。次世代の個体群の生成手法として、交叉には Blended Crossover (BLX- α)、突然変異には Polynomial Mutation を用いた。なお、突然変異率は 0.10 とした。

GA の並列化効率はほぼ 100%であるため、各個体の空力評価を並列処理することで効率的な最適化が期待できる。そこで、本研究では流体科学研究所スーパーコンピュータシステムの SGI ORIGIN2000 を用いてマスター・スレーブ方式の並列処理を行う。1 回の空力解析に必要な計算時間は、1 CPU で約 6 時間である。本研究では個体数を 64 とし、CPU の空き状況に応じて 32-64CPU の並列化を行った。

4. 結果

本研究では、MOGA を用いて 20 世代の空力最適化計算を行った。その空力最適化によって得られた解のうち、非劣解がパレート最適解である。図9に初期世代、10 世代、20 世代までに得られた非劣解集合を示す。図中の縦軸は Darden の分布に対する等価断面積分布の差を表し、この値が小さいほど理論的に低ブームの設計であると考えられる。20 世代でのパレート解集合は本設計における抵抗とブームのトレードオフを示している。また、図9に数点のパレート解の翼胴形態を合わせて示した。初期世代の翼胴形状を比較すると、比較的多様な翼胴形状が得られていることが分かる。その一方、最終的なパレート解を比較すると、ほぼ似たような翼平面形状である。

比較のために、それぞれの目的関数を最小にするパレート解を抽出する。抵抗最小の形状を (LD)、ブーム最小の形状を (LB) とし、それぞれの空力データと形状データを表2に示す。また、図10には、両者の翼平面形状と胴体側面図を示す。翼平面形状を比較すると同様の形状であることが分かる。これは、主翼体積に対する制約条件を満たすことが厳しいために翼平面形の大きな変更が難しいためである。一方、その図から分かるように、胴体形状に関しては大きく異なっている。図10に併せて示した等価断面積分布を見ると、LB は胴体先端部を厚

くすることで Darden の分布に近づけていることが分かる。対照的に、LD の等価断面積分布は Darden の分布と全く異なっており、細い胴体形状である。

抵抗最小の形状 LD について考えると、この設計が最大の揚抗比を持っているのだが、その値は高いとはいえない。揚抗比最大の形状でも胴体体積が非常に大きいことから、更なる揚抗比の改善を図るためには今回の結果より細身の胴体形状が必要である。このことはまた、MOGA が胴体形状に関する制約条件近傍を探索できていないために、結果として胴体が太くなってしまったことを表している。主翼と胴体に関する本最適化の制約条件下では、MOGA を用いて設計可能域近傍から良い解を探すことは非常に厳しい。そのため、実際の設計に MOGA を用いる場合には、制約条件を考慮した手法が必要であろう。

最後にブーム最小の設計 LB を考える。LB は低ブームの等価断面積分布を得るために胴体体積を増加させているが、このことは抵抗の増加につながっている。このことから、空力性能を考慮して胴体体積を固定した場合には、本設計で用いた翼定義法を用いる限り Darden の等価断面積分布を満たすことはできないことを示している。以上のことより、低ブームで低抵抗の設計を実現するためには胴体に沿って揚力面を適切に再分布させる必要がある。つまり、低ブーム SST には革新的な翼平面形状が必要である。

5. 結論

NAL によって示された設計緒言を元に SST 翼胴形態の空力最適化を行った。設計の目的関数は、マッハ数 2.0 における空力性能の向上とマッハ数 1.6 におけるソニックブームの低減であった。これら2目的関数は、実数型 MOGA によって最適化が行われた。Euler 計算を用いて空力解析を行い、ソニックブームの評価には簡単のために等価断面積分布を用い、Darden の低ブーム分布の実現を図った。計算時間の短縮を図るため、各個体の空力評価にマスタースレーブ方式の並列処理を行った。なお、並列計算には東北大学流体科学研究所所有の SGI ORIGIN2000 を用いた。

SST 翼胴形態は 131 の設計変数によって定義された。その形状に対して空力評価を行うために、マルチブロック格子を用いた。本研究では、Lawson 探索と TFI 法によって SST 翼胴形態周りに自動的に格子の生成を行った。

最適化の結果として、最終的に8つのパレート解が得られた。パレート解の中から、それぞれの目的関数を最小にする解を用いて比較を行った。胴体形状に関しては大きく異なる形状であったが、主翼形状は非常に似通っていた。似たような主翼形状からは、ほぼ同様の揚力分布が得られるため、低ブームの設計に関しては胴体先端

を太くすることで Darden 分布の実現を図っていた。そのため、低ブーム設計では胴体が太くなり、結果として空力性能を著しく損なっている。ブームと抵抗の両方を削減するためには、より革新的な揚力面分布が必要であることが、本研究の最適化結果より示された。また、空力性能をさらに向上させるためには、形状に関する制約条件の境界近傍を探索することのできる MOGA を用いなければならない。MOGA を用いて制約条件付きの空力最適化を行う上で、制約条件の効果的な取り扱い手法を開発することも今後の課題である。

謝辞

本論文の数値計算は東北大学流体科学研究所のスーパーコンピュータ Origin2000 を用いて行った。なお、様々なデータを提供していただいた航空宇宙技術研究所の吉田氏及び SST 設計グループの皆様へ感謝する。

参考文献

[1] Alonso, J. J., Kroo, I. M. and Jameson, A., "Advanced Algorithms for Design and Optimization of Quiet Supersonic Platforms," AIAA Paper 2002-0144, January 2002.

[2] Cliff, S. E., Reuter, J. J., Saunders, D. A. and Hicks, R. M., "Single-Point and Multipoint Aerodynamic Shape Optimization of High-Speed Civil Transport," *Journal of Aircraft*, Vol.38, No.6, pp.997-1005, 2001.

[3] Sakata, K., "Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology," AIAA Paper 2002-0527, January 2002.

[4] Shimbo, Y., Yoshida, K., Iwamiya, T., Takaki, R. and Matsushima, K., "Aerodynamic Design of Scaled Supersonic Experimental Airplane," *Proc. of 1st SST-CFD Workshop*, pp.62-67, 1998.

[5] Makino, Y. and Iwamiya, T., "Aerodynamic Nacelle Shape Optimization for NAL's Experimental Airplane," *Proc. of 2nd SST-CFD Workshop*, pp.115-120, 2000.

[6] Kim, H.-J., Sasaki, D., Obayashi, S. and Nakahashi, K., "Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Wing Using Unstructured Adjoint Method," *AIAA Journal*, Vol.39, No.6, pp.1011-1020, June 2001.

[7] Obayashi, S., Sasaki, D., Takeguchi, Y. and Hirose, N., "Multiobjective Evolutionary Computation for Supersonic Wing-Shape Optimization," *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol.4, No.2, pp.182-187, 2000.

[8] Sasaki, D., Obayashi, S. and Nakahashi, K., "Navier-Stokes Optimization of Supersonic Wings with Four Objectives Using Evolutionary Algorithm," *Journal of Aircraft*, vol.39, No.4, pp.621-629.

[9] Yang, G, Kondo, M. and Obayashi, S., "Multiblock Navier-Stokes Solver for Wing/Fuselage Transport Aircraft," *JSME International Journal, Series B*, Vol.45, No.1, pp.85-90, 2002.

[10] Jones, W. T., "A grid Generation System for Multi-Disciplinary Design Optimization," AIAA Paper 97-2039, 1997.

[11] Darden, C. M., "Sonic Boom Theory: Its Status in Prediction and Minimization," *Journal of Aircraft*, Vol.14, No.6, pp.569-576, 1977.

[12] Taniguchi, T., *Automatic Element Division for FEM*, Morikita publishing house, Tokyo, 1992 (in Japanese).

[13] Deb, K., *Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms*, John Wiley & Sons, Ltd., Chichester, 2001.

[14] Yoon, S. and Jameson, A., "Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations," *AIAA Journal*, Vol.26, pp.1025-1026, 1988.

表 1 SST 設計諸元

胴体	胴体長	=	300 ft
	胴体体積	≥	30,000 ft ³
	胴体径	≥	11.8 ft
主翼	主翼面積	=	9,000 ft ²
	主翼体積	≥	16,700 ft ³
	最大翼厚 (翼根)	≥	4 %
	最大翼厚 (翼根以外)	≥	3 %
	平均構造後退角 (内翼)	≤	48.0°
	後縁後退角 (外翼)	≤	30.0°

表 2 空力性能と形状データ (各目的関数最小)

	LD	LB	制約条件
揚抗比	11.1	8.1	
等価断面積の差	6569	3428	
翼体積(ft ³)	43798	62085	30000
最小胴体径(ft)	11.97	15.74	11.8
主翼体積(ft ³)	18397	17441	16800

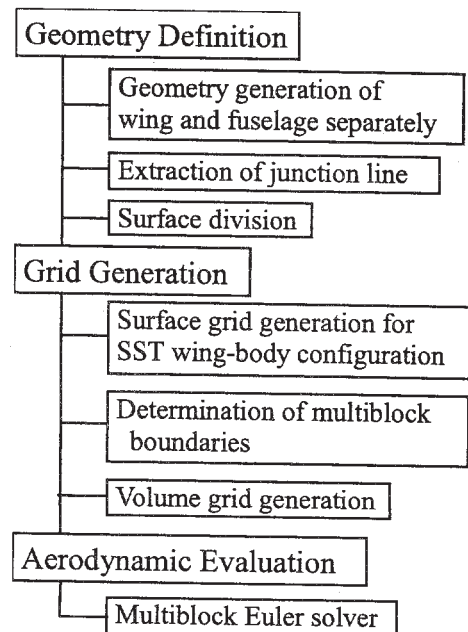


図 1 翼胴形態空力評価システム

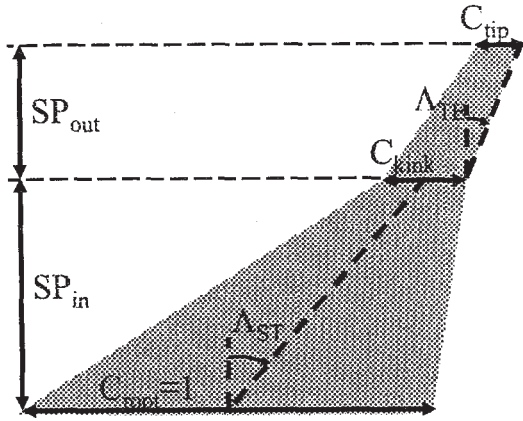
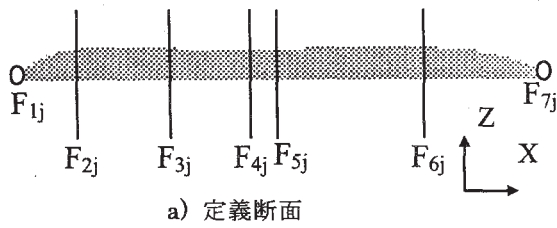
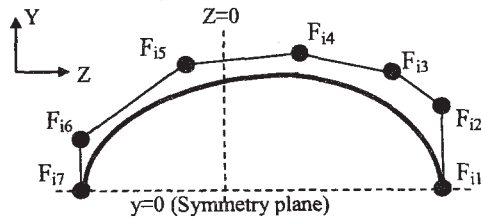


図2 主翼平面形状の定義



a) 定義断面



(b) 各断面における制御点

図3 胴体の定義方法

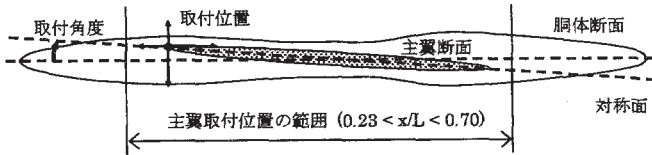
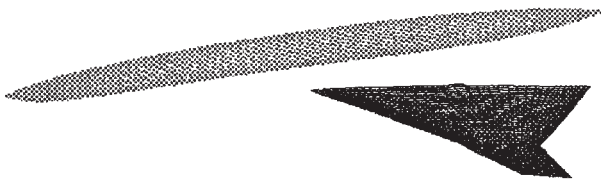


図4 主翼と胴体の取付に関する設計変数



(a) 主翼と胴体単体の表面格子



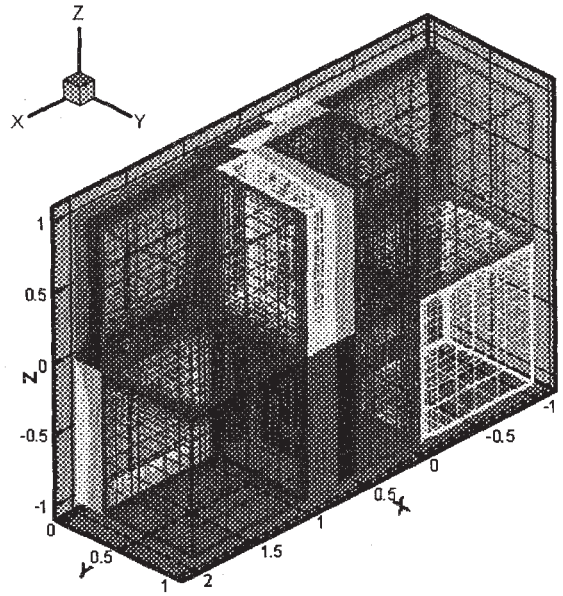
(b) 主翼と胴体の交線



(c) 翼胴形態の領域分割



(d) 主翼と胴体の表面格子



(e) マルチブロック計算格子

図5 SST翼胴形態周りの構造格子生成

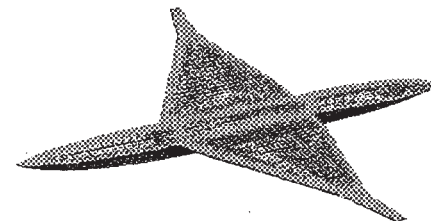
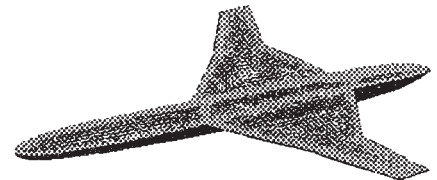
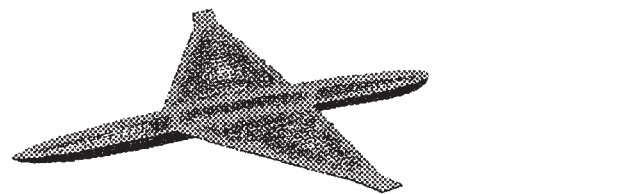


図6 生成した翼胴形状の表面格子

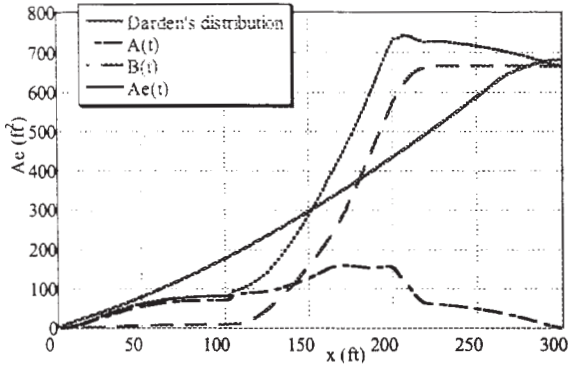


図 7 等価断面積分布

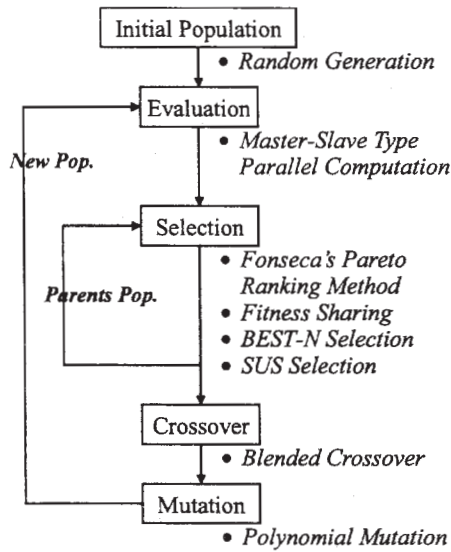


図 8 本研究で用いた実数型 MOGA

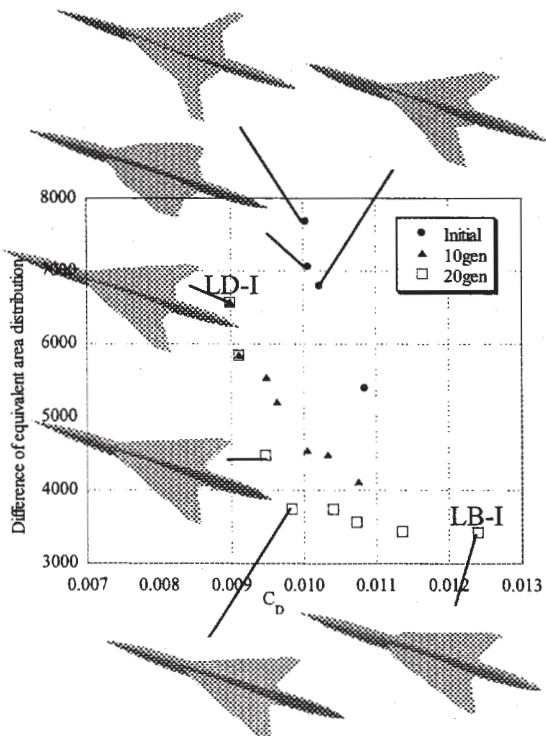
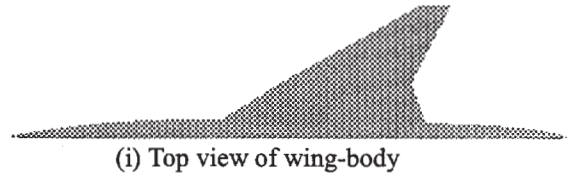
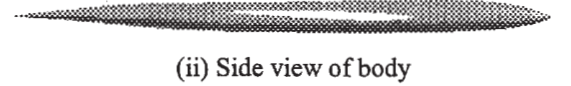


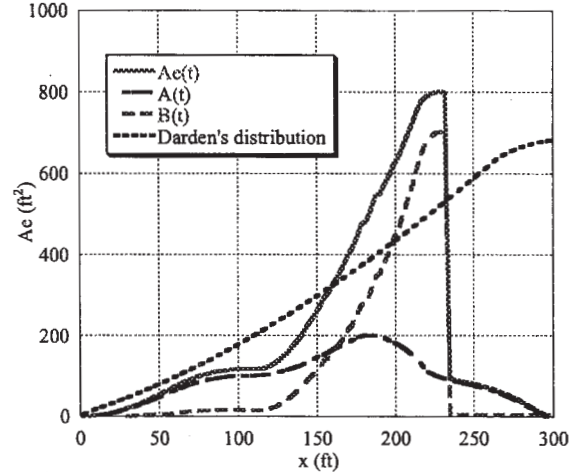
図 9 初期世代・10 世代・20 世代における非劣解集合と代表的な翼胴形態



(i) Top view of wing-body

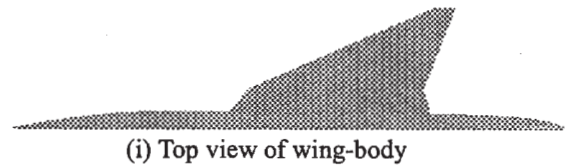


(ii) Side view of body

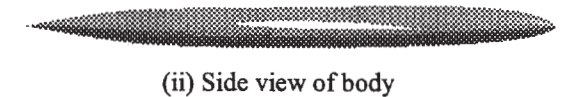


(iii) Equivalent area distribution with Darden's

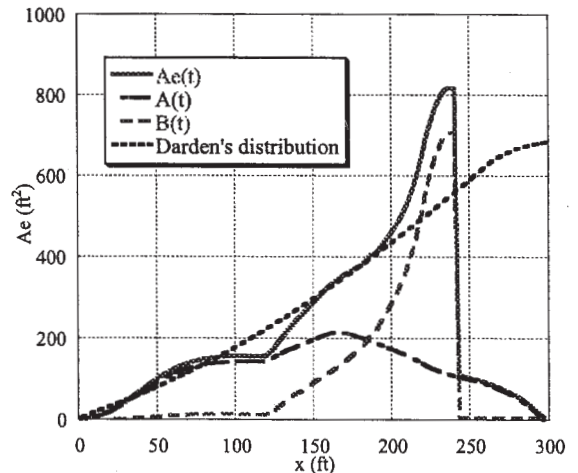
(a) 低抵抗形状 (LD)



(i) Top view of wing-body



(ii) Side view of body



(iii) Equivalent area distribution with Darden's

(b) 低抵抗形状 (LD)

図 10 それぞれの目的関数を最小にする翼胴形状の様子とその等価断面積分布