

## 三次元遷音速翼の空力最適化

大山 聖<sup>1</sup>、大林 茂<sup>2</sup>、中橋 和博<sup>2</sup>、中村 孝<sup>3</sup>

## Aerodynamic Optimization of Three-dimensional Transonic Wing

By

Akira Oyama<sup>1</sup>, Shigeru Obayashi<sup>2</sup>, Kazuhiro Nakahashi<sup>2</sup> and Takashi Nakamura<sup>3</sup>

## Abstract

A Genetic Algorithm (GA) has been applied to optimize a transonic wing shape for generic transport aircraft. The extended Joukowski transformation as well as NACA five-digit series is used as airfoil definition of a wing to design a transonic wing geometry which maintains enough wing thickness to stand the bending moment due to the lift distribution. A three-dimensional compressible Navier-Stokes (N-S) solver is used to evaluate aerodynamic performance. The N-S evaluation is parallelized on Numerical Wind Tunnel (NWT) at National Aerospace Laboratory in Japan, a parallel vector machine with 166 processing elements. Designed wings show a tradeoff between an increase of the airfoil thickness driven by a structural constraint and a reduction of the wave drag produced by a shock wave. Further investigations are necessary for the airfoil definitions as well as the GA operators.

## 1 はじめに

設計プロセスの自動化は、航空機産業等にとって開発コストの大幅な低減や開発期間の短縮を実現することができるため、現在もっとも注目を集めている研究分野の一つである。設計の自動化は数値流体力学(CFD)コードを数値最適化法と組み合わせる用いられる。

勾配法(GM)は古くから知られている最適化アルゴリズムであり、局所的な勾配を用いて最適解を探索するアルゴリズムである。この方法は局所探索においては優れているが、最適化の目的関数の分布が複雑な場合、大域的最適解を見つけることは難しい。一般的に、実際の応用に用いられる目的関数の分布は単純である保証はなく、GMは現実的な複雑な制約付き最適化問題を扱うことが難しい。これらの理由から、GMは現実の問題にはあまり適していない。

遺伝的アルゴリズム(GA)は新しい最適化アルゴリズムであり、近年空力最適化問題へも応用されるようになってきた[1-2]。GAは自然淘汰のメカニズムを模倣し、複数の設計候補からなる集団を評価、選択、交叉、突然変異のオペレータを用いて進化させて最適解を得る。GMと違い、局所勾配を用いず、多点探索を行うので、大域的な最適解を得ることができる。また、設計変数が増えても勾配法ほどは計算時間が増加しない。これらの理由からGAは現実の応用問題に適した最適化アルゴリズムであるといえる。

空力最適化にはCFDコードを用いて空力評価が行われる。CFDコードには様々なものがあるが、Navier-Stokes(N-S)コードは粘性や圧縮性の影響を考慮し、正確に空力評価することができるため、一番望ましい計算方法である。しかしながら、N-S計算は計算時間を多く必要とするため、GAを使った最適化を行おうとすると最新のスーパーコンピュータを用いても莫大な計算時間が必要になる。よって、これまでの最適化は2次元問題に限られてきた。

しかしながら、文献[3]において、1) N-Sコードに多重格子法を適用して計算時間を短縮する、2) 航空宇宙技術研究所の数値風洞(NWT)を用い並列計算する、3) 翼形状の表現に本質的な変数のみを設計変数とする、の三つにより従来は困難とされてきたN-S計算を用いた亜音速三次元空力形状最適化が初めて行われた。得られた最適翼は既存の設計

方針や実験結果と一致し、GAを用いた3次元翼の空力最適化の有効性が確かめられた。

本研究ではそれを遷音速翼形状最適化に発展させる。遷音速翼の最適化においては、衝撃波による造波抵抗の影響が大きいいため、翼型の定義にはNACA翼型のほかに、拡張されたジュコフスキー変換を用いた。NACA翼型を用いた場合には翼幅方向の翼厚及びねじり角の分布のみを、拡張されたジュコフスキー変換を用いた場合には翼型を定義する5つのパラメータの翼幅方向分布及びねじり角分布を設計変数にとる。文献[3]と同様に、翼の空力評価はNWTを用いて並列に計算を行った。

## 2 NACA翼型を用いた遷音速翼の最適化

## 2.1 翼形状表現方法

翼型が与えられた時、スパン方向の最大翼厚分布及びねじり角分布は3次元翼の性能を決定する上で重要な要素である。よってNACA翼型を用いて、最大翼厚比およびねじり角の翼幅方向分布で翼形状を表現することとする。普通GAでは遺伝子は二進数であることが多いが、ここでは最大翼厚比は0.05から0.20、ねじり角は-5から10度の実数とした。最大翼厚比およびねじり角の翼幅方向分布はそれぞれ8つの制御点を二次のB-Splineで結ぶことにより決定される。また、最大翼厚比やねじり角が翼幅方向にうねる翼は実用的ではないため、設計変数が翼根から翼端にかけて単調に減少するように、遺伝子の並べ替えを行っている。三次元翼の各翼型断面はNACAの5桁翼型で与えられ、キャンパーラインを示す前3桁は230に固定している。後2桁は最大翼厚比を示しており、これは各個体の遺伝子によって決定される。翼の平面形は[3]と同様に典型的な輸送用飛行機の翼平面形を用いた。[4]

## 2.2 遺伝的アルゴリズム

遺伝的アルゴリズム(GA)では、設計変数は有限長のデータ配列としてコード化される。これらの遺伝子は一つの個体(設計候補)を表現し、それが集まって集団を形成する。

GAにおける進化は評価、選択、交叉、突然変異の4つのオペレータから構成される[5]。図1にGAのフローチャートを示す。評価モジュールでは、集団の中のそれぞれの個体の適応度を評価する。本研

<sup>1</sup> 東北大学工学研究科大学院<sup>2</sup> 東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻<sup>3</sup> 航空宇宙技術研究所

究では、翼揚抗比を目的関数とし、適応度はランキング法によって決定した。設計候補の空力評価には[3]で用いたのと同様のN-S解法を用いた。

遷音速領域で現実的な翼厚を持つ翼を得るために構造制限を加える。翼と翼幅方向の揚力分布をそれぞれ片持ち張りとし集中荷重に単純化した。翼幅方向の揚力分布からモーメント分布を求め、そこから翼の応力分布を計算し、それがAl合金材2024-T351の許容応力をこえるとペナルティをかした。

選択にはstochastic universal samplingを用いている。交叉には、実数配列の一樣交叉と進化方向オペレータ[6]の二つの違うオペレータを用い、それぞれ次の世代の個体の半数を生成するのに使用した。一樣交叉のそれぞれの遺伝子交換の確率は40%とした。

進化方向オペレータは親子の関係から進化の方向を推定して進化が促進するように次の世代を生成する交叉オペレータである。従来のGAは収束が最適値に近づくにつれ遅くなってしまいう傾向があるが、進化方向オペレータは計算時間を増加させずにGAの収束を改善する事ができると報告されている。[9]

突然変異は10パーセントの確率で発生するようにし、翼厚については $\pm 0.01$ 以内、ねじり角については $\pm 1$ 以内、翼幅方向の位置については $\pm 0.3$ 以内の変化が遺伝子に加えられるようにした。

## 2.3 結果

### 2.3.1 空力形状最適化

まず始めに構造制限を考慮しないで遷音速翼の最適化を行った。自由流マッハ数0.76、迎角 $0^\circ$ 、レイノルズ数(翼根の翼弦長基準) $10^7$ とした。

その時の収束履歴を図2に示す。集団は15世代で最適解に収束した。1世代当たりNWTで80分の計算時間を必要とした。得られた翼の翼平面形といくつかの翼断面形状を図3に示す。

図4は翼幅方向の最大翼厚分布である。翼厚比0.05は解探索空間の下限であり、衝撃波の発生を抑えるために翼根を除いて翼厚はできる限り小さくなくなったことがわかる。

図5に翼幅方向ねじり角分布を示す。誘導抵抗を最小にするためにねじり下げが行われている。実験により、ねじり下げが5度を超えると誘導抵抗が急増することが知られているが[7]、最適化された翼はこの条件を満足している。

翼幅方向揚力分布を図6に示す。実線が放物曲線、丸点が最適化された翼の揚力分布である。理論的に、構造的な制限を加えた場合は揚力が放物型の分布のとき誘導抵抗が最小となる事が知られている[8]。ここでは構造制限は加えられていないが、翼厚の解探索領域の下限値が曲げモーメントによる揚力分布制限と同じような働きをしたのであろう。それゆえ得られた最適翼の揚力分布は放物型になっており、誘導抵抗が最小化されるように翼の最適化がなされたことが分かる。

図7に翼上面の等圧線図を示す。キंकの外側の翼前縁付近に弱い衝撃波が見られるが、流れの剥離は発生していない。

以上のことから、このアルゴリズムの有効性が確かめられた。

### 2.3.2 構造制限による影響

次に、構造制限を加えて空力最適化を行う。このときの収束履歴を図8に示す。最適解は50世代で

得られた。得られた翼形状は図9に示す。図10は翼厚分布である。最大の翼厚はキंकのところで必要とされ、得られた翼厚分布はこれを満たしている。さらに、翼端部分では翼厚比は探索領域の下限(0.05)となり、構造制限を満たす範囲内で最小の翼厚を得たことがわかる。図11はねじり角分布である。

図12に翼幅方向揚力分布と放物曲線を示す。得られた翼の揚力分布は放物型にはならなかった。これは放物型分布を得るためには翼中央付近での揚力が大きくなる必要があるが、それは大きな造波抵抗を引き起こしてしまうためであろう。図13は得られた翼上面の等圧線図である。この図からわかるように翼中央に強い衝撃波が見られる。

これらの結果により、構造強度の増加と造波抵抗の減少は相反するものであったことがわかる。これはNACA5桁シリーズが亜音速用に開発された翼型であるため、ここで用いた翼型の定義方法では曲げモーメントに耐えうる翼厚をもった翼は強い衝撃波を生じてしまうためである。それでもGAは構造制限のもとで最適の翼を見つけたものと思われる。

構造制限のもとで遷音速翼の最適化を行うためにはスーパークリティカル翼型を用いる必要がある。しかしながら、スーパークリティカル翼型を用いると、翼の最適化と同時に翼型の最適化も行わなければならない、設計変数の数が一桁多くなってしまふ。したがって、少ない設計変数で任意の翼形状を表現できる翼型の表現方法が必要とされる。したがって、次のセクションでは拡張されたジュウコフスキー変換を用いて最適化を行った。

## 3 拡張されたジュウコフスキー変換を用いた遷音速翼の最適化

### 3.1 翼形状表現方法

ここでは、翼型の表現に拡張されたジュウコフスキー変換[8]が用いられた。これは以下の式を用いて2回の連続した座標変換を行うことにより、複素平面上の単位円 $Z_0$ を様々な形状の翼型 $Z$ に変換するものである。

$$Z_0 = re^{i\theta} + Z_c \quad (1)$$

$$Z_1 = Z_0 - \varepsilon / (Z_0 - \Delta) \quad (2)$$

$$Z = Z_1 + 1 / Z_1 \quad (3)$$

ここで、 $Z_c$ ,  $Z_0$ ,  $Z_1$ ,  $Z$ ,  $\varepsilon$ は複素数であり、 $\Delta$ ,  $r$ ,  $\theta$ は実数である。 $r$ は $Z_0$ が複素平面の原点を通るように決定されるため、この変換は $Z_c$ ,  $\varepsilon$ ,  $\Delta$ によってのみ定義される。本研究では、単位円 $Z_0$ の中心 $(x_c, y_c)$ 、翼型の後縁に変換される点 $(x_1, y_1)$ 、および、実軸方向の移動量 $\Delta$ が設計変数に選ばれた。 $x_c$ ,  $x_1$ ,  $\Delta$ は翼厚に関係し、 $y_c$ と $y_1$ はキャンパー線に関係していることが知られている。複素数 $\varepsilon$ は $(x_1, y_1)$ によって与えられる。

この5つのパラメータとねじり下げの翼幅方向分布は制御点 $(y_i, J_i)$   $i=1, \dots, 5$ と $(y_0, \alpha)$ をスプライン近似する事によって表現する。ここで、 $y$ ,  $J_i$ ,  $\alpha$ はそれぞれ翼幅方向の位置、拡張されたジュウコフスキー変換パラメータ、ねじり角である。これにより翼形状は34個の変数で表される。これらの設計変数の上限及び下限を表1に示す。

Design Variable	Lower-bound	Upper-bound
$J_1(x_c)$	-0.1	0
$J_2(y_c)$	0	0.1
$J_3(x_t)$	1	1.05
$J_4(y_t)$	-0.05	0.05
$J_5(\Delta)$	0	0.8
$y_J$	0	1.88
$\alpha$	-5 deg.	10 deg.
$Y_\alpha$	0	1.88

Table 1 Boundaries of design variables (root chord = 1)

初期集団をランダムに生成すると、ほとんどの個体が構造制限を満たさないため、初期収束を起こしてしまう。よって本研究では、以下の手順で初期集団を生成した。1) 予備集団をランダムに形成する 2) その集団を構造制限を満たす 10 個の設計候補を得るために進化させる。3) 初期集団はそれらの 10 の個体とそれらの設計変数に表 1 に示された探索領域に対して  $\pm 10\%$  の変化を加えた個体群から形成する。

3.2 結果

自由流マッハ数 0.8、迎角  $0^\circ$ 、レイノルズ数  $10^7$  の条件で最適化を行った。自由流マッハ数は 0.04 だけ上げられた。集団サイズは 50 とした。図 14 に収束履歴を示す。得られた翼はリアローディングタイプになっており、揚抗比は 19.56 に向上した。

図 15 に翼上面の圧力分布を示す。図 13 と比較すると、等圧線は平行ではなくなっているが、衝撃波は弱くなっている。揚力分布は放物型にならなかったが(図 16)、これは初期収束によるためであろう。

図 17 の翼厚分布から、得られた翼が厚い翼厚を持っている事がわかる。このことから初期収束を起こしていることが明らかである。現在の方法では、最適翼厚を得るためには、三つのジューコフスキーパラメータが同時に最適化されなければならないが、これらの組み合わせを交叉オペレータが壊してしまっているであろう。今後、翼型定義の方法と同様、GA オペレータの改善も必要であろう。

4 結論

Navier-Stokes 解法を用いた GA による遷音速 3 次元翼の最適化が行われた。NWT を用いて翼の空力評価を並列に行うことにより 1 世代あたりの計算時間は NWT で 80 分となり最適化に必要な計算時間はほぼ 2 日間となった。

始めに NACA 翼型を用いた遷音速翼の最適化を構造制限を考慮せずに行った。得られた翼は最適解となり、本研究の最適化法の有効性が確かめられた。

次に構造制限が翼厚分布に対して考慮された。このとき、構造強度の増加と造波抵抗の減少についてトレードオフが見られた。構造最適化及び空力最適化を考慮した多目的最適化法は今後の課題である。

最後に拡張されたジューコフスキー変換を翼型の定義に用いた。より高いマッハ数であるにもかかわらず揚抗比は向上した。しかしながら、得られたか胃は大域的な最適解とは考えられず、初期収束をしていると思われる。大域解を得るためには初期集団

の生成方法や交叉の方法等のさらなる研究が必要であろう。また、より最適設計に適した翼型の定義も今後の課題である。

参考文献

- [1] Obayashi, S. and Tsukahara, T., "Comparison of Optimization Algorithms for Aerodynamic Shape Design," AIAA Paper 96-2394, 1996.
- [2] Yamamoto, K. and Inoue, O., "Applications of Genetic Algorithm to Aerodynamic Shape Optimization," AIAA Paper 95-1650, 1995.
- [3] Obayashi S. and Oyama, A., "Three-Dimensional Aerodynamic Optimization with Genetic Algorithm," the Second ECCOMAS Conference on Computational Fluid Dynamics, Paris, September, 1996.
- [4] Jacobs, P. F., "Experimental Trim Drag Values and Flow-Field Measurements on a Wide-Body Transport Model with Conventional and Supercritical Wings," NASA TP 2071, 1982.
- [5] Goldberg, D. E., *Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., Reading, 1989.
- [6] Yamamoto, K. and Inoue, O., "New Evolutionary Direction Operator for Genetic Algorithm," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, pp. 1990-1992, Oct. 1995.
- [7] Torenbeek, E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 1982.
- [8] Jones, R.T., *Wing Theory*, Princeton University Press, 1990.

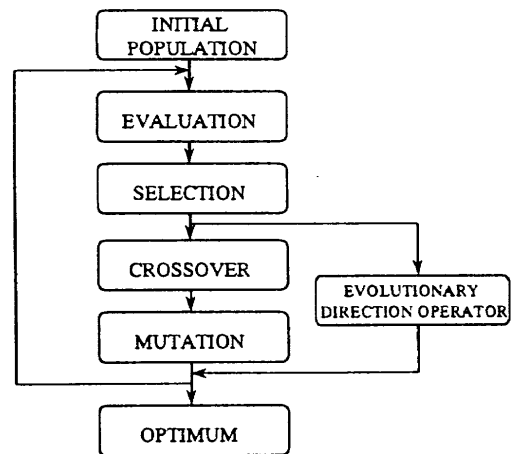


Figure 1 Flowchart of GA

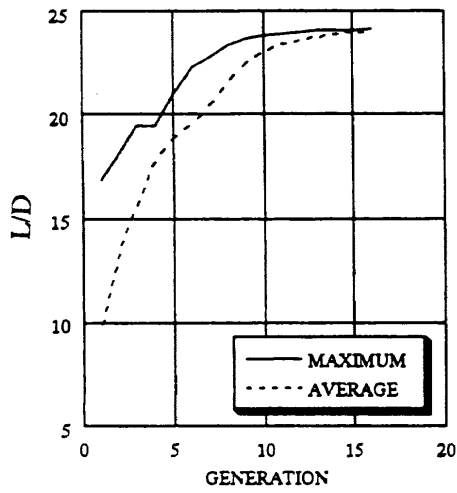


Figure 2 Optimization history

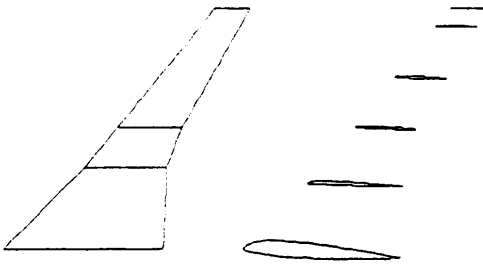


Figure 3 Optimum wing design

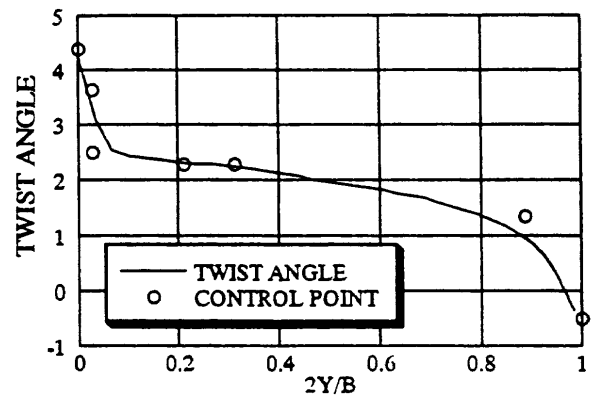


Figure 5 Spanwise twist angle distribution

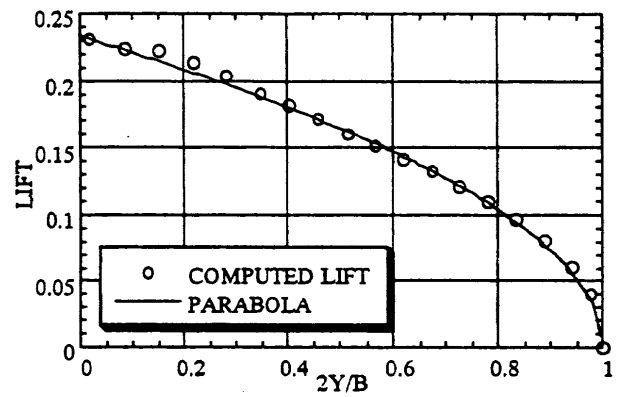


Figure 6 Spanwise lift distribution

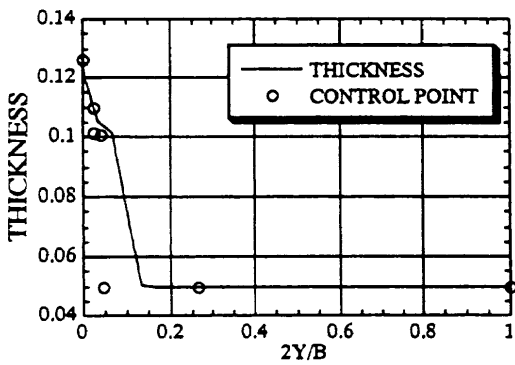


Figure 4 Spanwise thickness distribution

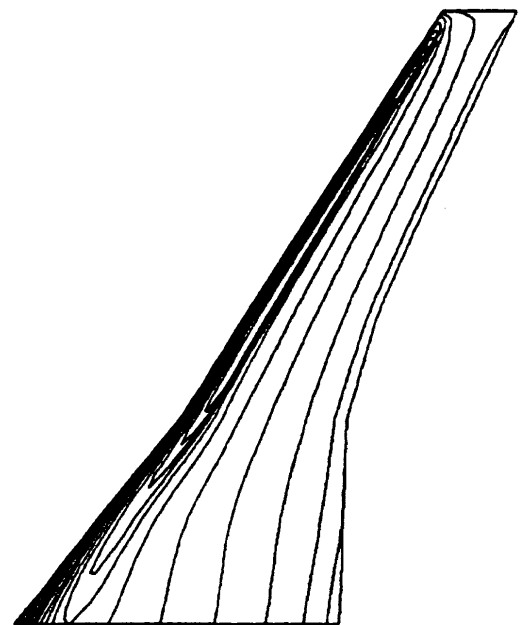


Figure 7 Pressure contours on the upper surface

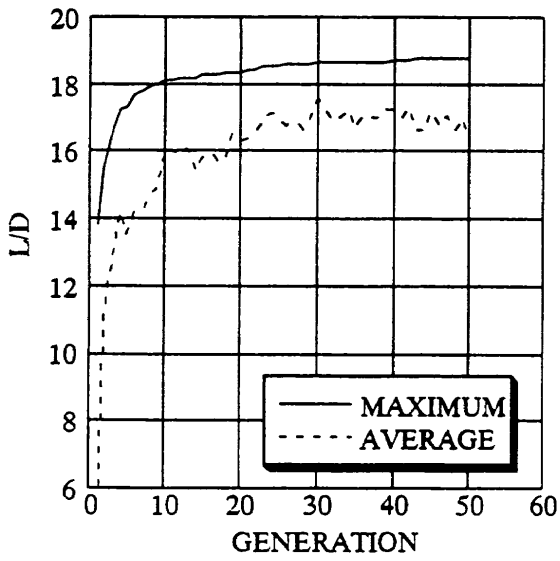


Figure 8 Optimization history

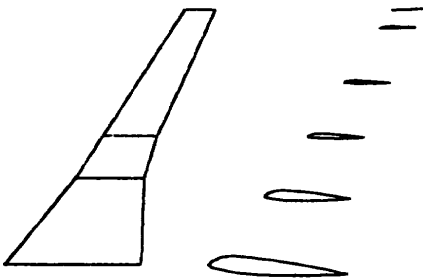


Figure 9 Optimum wing design

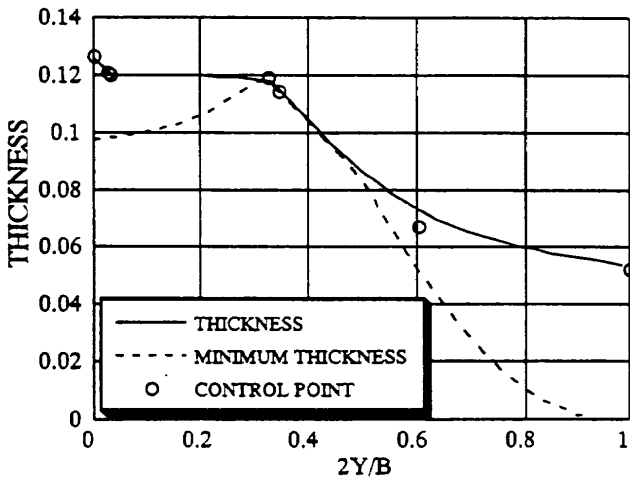


Figure 10 Spanwise thickness distribution

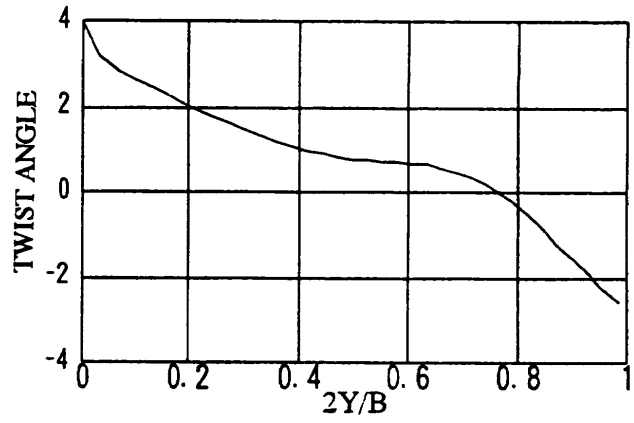


Figure 11 Spanwise twist angle distribution

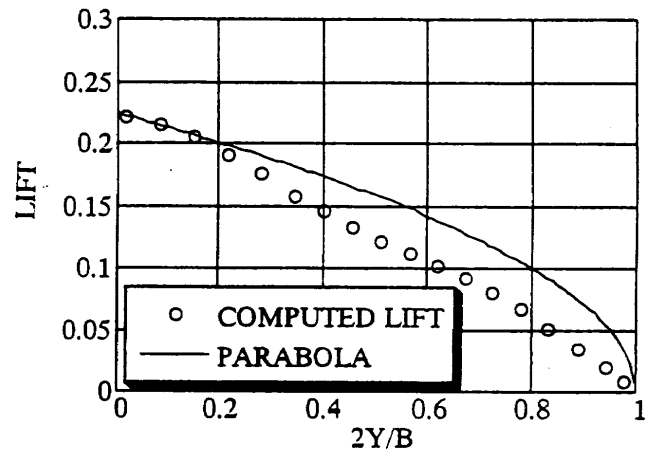


Figure 12 Spanwise lift distribution

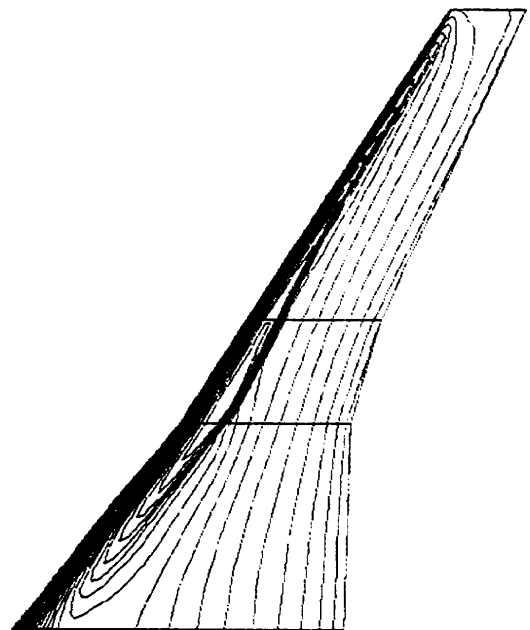


Figure 13 Pressure contours on the upper surface

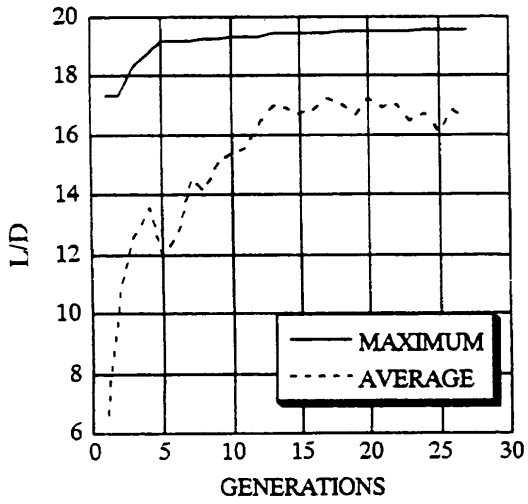


Figure 14 Optimization history

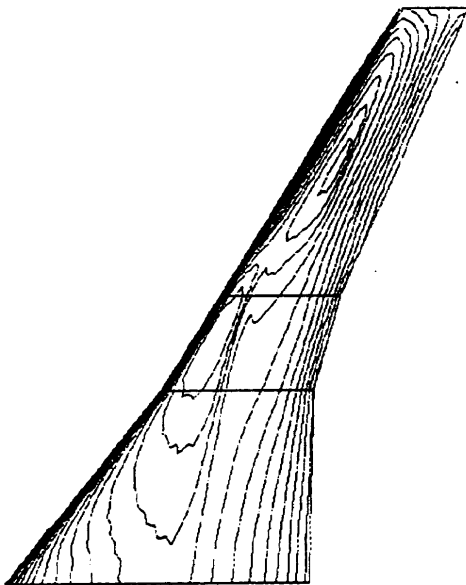


Figure 15 Pressure contours on the upper surface

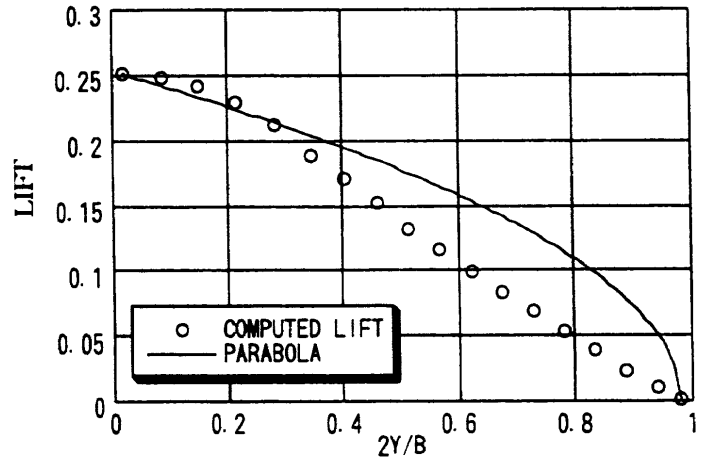


Figure 16 Spanwise lift distribution

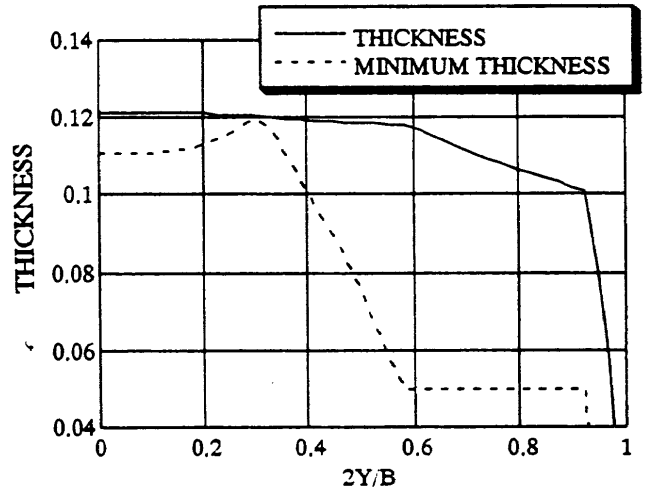


Figure 17 Spanwise thickness distribution