

三次元翼の空力最適化

大山 聖¹、大林 茂²、中橋 和博³、中村 孝⁴

Three-Dimensional Aerodynamic Optimization

Akira Oyama, Shigeru Obayashi, Kazuhiro Nakahashi and Takashi Nakamura

Abstract

A Genetic Algorithm(GA) has been applied to optimize a wing aerodynamic shape for generic subsonic transport aircraft using Navier-Stokes computations. Conventional optimization schemes are not suitable for aerodynamic optimization problems as they fall into a local optimum. Since a GA searches multi-directionally, the resulting aerodynamic optimization algorithm finds a global optimum. Moreover, as the algorithm itself is very simple and thus very robust. However, a GA needs enormous computational time. Previous study indicates that 2-D optimization of airfoil shape with GA and Navier-Stokes calculation needs several hundred CPU time on CRAY C90 single processor. From this study, we realize that 3-D optimization with GA will require unacceptable CPU time even on a supercomputer. Thus, any 3-D optimization of wing shape has never done before with a GA and Navier-Stokes calculation though Navier-Stokes calculation is necessary to evaluate L/D of a wing precisely. In this study, to overcome enormous CPU time necessary for this optimization, 1) Spanwise maximum thickness and twist angle distributions are selected as design variables 2) The multigrid technique is applied to the 3-D Navier-Stokes computation, 3) The computation is parallelized on Numerical Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory, which is a parallel vector machine with 166 processing elements. The objective of the present optimization is to maximize L/D of wing shape. To avoid apparent solution of zero thickness wing for low drag in high speed, A structural constraint is considered. In the optimum design obtained from the present GA, the design principles for the wing developed by existing theory and experience are found to be materialized. This indicates feasibility of the present approach for the aerodynamic optimization in advanced computational environments.

1 はじめに

数値解析法は、開発コストの低減や開発期間の短縮を行え、実験的に再現困難な流れのデータを得ることができることなどから近年目覚ましい発展を遂げ、現在では実験とともに設計には欠くことのできないものとなっている。

現在一般的に用いられている数値解析法を用いた設計法は、対象物体周りの格子生成、流れの数値解析、解析結果に基づく最適化の三つの要素から成り立っている。しかしながら、この三つの要素のうち、格子生成、及び最適化の分野は自動化があまりなされておらず、現在の設計の過程では格子生成に多大な労力を必要とし、また、最適化の過程では過去の経験に基づく設計によって行われているのがほとんどであり、設計の効率はよいとは言えない。

そのため、1980年代から格子生成の自動化及び最適化の分野の研究が注目されてきている。格子生成の自動化を実現する方法としては構造格子法に代わる非構造格子法が挙げられる。

最適化に関して、手法自体は古くから存在し、勾配法やランダムサーチ法などが挙げられる。しかしながら、勾配法は目的関数が単峰性である場合には有効な手段であるが、目的関数が複雑な分布である場合には局所解に収束してしまい、大域的な最適解が得られず未知の領域の探索能力が不十分であると言わざるを

えない。逆にランダムサーチ法は未知の探索領域の探索は行われるが、探索によって得られた情報を有効に利用できず、効率のよい最適化の手法とはいえない。そこでこれらの手法に代わるロバストで効率のよい最適化手法の開発が必要とされている。

このような状況のもとで、1970年頃ホランドによって遺伝的アルゴリズム(GA)が提唱された。GAは生物の進化の原理を模倣したアルゴリズムであり、最適化、適応、学習などに用いられる。これを最適化に適用する場合には、設計候補の集団に対し、評価、選択、交配、突然変異を繰り返して設計候補を進化させていくことによって最適解を探索することになる。

この方法は多点探索を行っての為、局所解に収束する可能性が少なく、また、局所勾配を必要としないことから最適化を行う目的関数が不連続であってもよいなどの利点を持つ。未知の領域の探索能力と探索によって得られた情報の有効利用の二つをかね合わせた魅力的なアルゴリズムである。[1][2]

しかしながら、GAは比較的最近になるまで理論的な研究の進展があまり見られず、そのため世間からあまり注目されなかった。しかし1985年にアメリカのカーネギーメロン大学において、第一回の遺伝的アルゴリズムの国際会議が開催された事が契機となりGAは急速に注目されるようになった。

空力形状最適化においては、一般的に設計変数に対

¹ 東北大学工学研究科大学院

² 東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

³ 東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

⁴ 航空宇宙技術研究所

して目的関数は多峰性で複雑な分布を示す。よって、従来の方法によって最適解を得ることは困難であり、GAなどのロバストな最適化手法を空力形状最適化に適用する必要性がある。[3]

しかしながら、GAは評価回数が勾配法などに比べて非常に多い事が知られている。過去に二次元の翼型の最適化がGAを用いて行われたが、スーパーコンピュータ(CRAY C90)を用いてプロセッサあたり数百時間のCPU時間が必要だったことが報告されている[4]。三次元の最適化をGAを用いて行う場合においては数千時間のCPU時間が必要であることが予想される。そのため、三次元翼の空力最適化をGAを用いて行った例はこれまで報告されていない。

そこで本研究では、輸送機の翼の3次元空力形状最適化へのGAの適用を初めて試みる。GAにかかる膨大な計算時間を計算可能な範囲に短縮する為、1) Navier-Stokes 計算法に多重格子法と呼ばれる収束加速法を適用して計算時間を短縮する、2) 166個のベクトルPEからなる航空宇宙技術研究所の数値風洞(NWT)を用い平行計算する、3) 翼形状の表現にエッセンシャルな変数のみを設計変数とする、の三つを行った。これにより、従来は困難とされてきたNavier-Stokes 計算を用いた三次元空力形状最適化をGAを用いて行う。

2 流れ場の支配方程式

t を時間、 \hat{Q} を保存量ベクトル、 $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ は流束ベクトル、 $\hat{E}_v, \hat{F}_v, \hat{G}_v$ は粘性項による流束ベクトル、 (ξ, η, ζ) を一般座標系とする。この時、一般座標系での3次元Navier-Stokes 方程式は

$$\partial_t \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = \text{Re}^{-1} (\partial_\xi \hat{E}_v + \partial_\eta \hat{F}_v + \partial_\zeta \hat{G}_v) \quad (1)$$

Navier-Stokes 方程式の粘性による流束項のうち、物体表面から離れる方向の微分項が物体表面に沿う微分項に比べて大きい為に物体表面に沿う微分項を無視することが可能になる(薄層近似)。これにより、式(1)は

$$\partial_t \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = \text{Re}^{-1} \partial_\xi \hat{S}, \quad \hat{S} = \hat{G}_v \quad (2)$$

で表される。ここで簡単の為に1次元オイラー方程式の保存形を考える。この時、支配方程式は

$$Q_t + F_x = 0 \quad (3a)$$

保存量 Q と流束 F は

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ e \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ (e + p)u \end{pmatrix} \quad (3b)$$

ρ は密度、 u は速度、 e は単位体積あたりの全エネルギーである。圧力 p は完全ガスの状態方程式により次式で与えられる。

$$p = (\gamma - 1)(e - \rho u^2 / 2) \quad (4)$$

流束の計算には修正HLL E法を用いた。

2.1 乱流モデル

無次元化された粘性係数は次式のように層流粘性係数と乱流粘性係数に分けられる。

$$\frac{\mu}{\mu_\infty} = \frac{\mu_l}{\mu_\infty} + \frac{\mu_t}{\mu_\infty} \quad (5)$$

ここで層流粘性係数 μ_l は Sutherland の公式を使用する。

$$\frac{\mu_l}{\mu_\infty} = \left(\frac{T}{T_\infty} \right)^{3/2} \left(\frac{T_\infty + T_0}{T + T_0} \right), \quad T_0 = 110 \text{ [K]} \quad (6)$$

また、 μ_t を求める為に乱流モデルとして Baldwin-Lomax の代数渦粘性モデルを使用する。

$$\mu_t = \begin{cases} \mu_{t,inner} = \rho l^2 |\omega| & y \leq y_{crossover} \\ \mu_{t,outer} = K C_{cp} \rho F_{wake} F_{kleb}(y) & y_{crossover} < y \end{cases} \quad (7)$$

ここで y は壁からの距離で $y_{crossover}$ は $\mu_{t,inner} \geq \mu_{t,outer}$ となる最短の位置、inner、outer はそれぞれ内層と外層を示す。また、

$$l = ky \left[1 - \exp(-y^+ / A^+) \right], \quad y^+ = \frac{\sqrt{\rho_{wall} \tau_{wall} y}}{\mu_{wall}},$$

$$|\omega| = \sqrt{\left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial z} \right)^2},$$

$$F_{wake} = \min(y_{max} F_{max}, C_{wk} y_{max} u_{diff}^2 / F_{max}),$$

$$F_{kleb}(y) = \left[1 + 5.5 \left(\frac{C_{kleb} y}{y_{max}} \right)^6 \right]^{-1},$$

$$u_{diff} = \left(\sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \right)_{max} - \left(\sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \right)_{min} \quad (8)$$

u, v, w は速度、 τ_{wall} は壁面でのせん断応力を表し、 F_{max}, y_{max} は次の関数の最大値とその時の壁からの距離である。

$$F(y) = y |\omega| \left[1 - \exp(-y^+ / A^+) \right] \quad (9)$$

係数は次のように与える。

$$A^+ = 26, \quad k = 0.4, \quad C_{cp} = 1.6, \quad C_{kleb} = 0.3, \quad C_{wk} = 1.0, \quad K = 0.0168$$

2.2 修正可微分リミッター

高次精度の数値流束は隣り合う要素の保存量を高次の補間法によって要素接面に補間して得られる。例えば、補間された圧力は次式で与えられる。

$$p_{L_{i+2}} = \left[1 + \frac{\phi}{4} \{ (1-k)\nabla + (1+k)\Delta \} \right] p_i \quad (10a)$$

$$p_{R_{i+2}} = \left[1 - \frac{\phi}{4} \{ (1+k)\nabla + (1-k)\Delta \} \right] p_{i+1} \quad (10b)$$

ここで、 ∇ と Δ はそれぞれ、前進及び後退差分オペレータである。一次元や直交座標系の場合には、 $k=1/3$ とすることにより3次精度の補間が得られる。通常可微分リミッター ϕ は滑らかな領域でも若干の振動を起こす。また、後述の多重格子法を使用して Navier-Stokes 計算を行う場合には解が収束しない。よって可微分リミッター(differentiable limiter)を修正した修正可微分リミッターを用いる。修正可微分リミッターは次式で与えられる。

$$\tilde{\phi}(p_i) = \frac{3\nabla p_i \cdot \Delta p_i}{2(\Delta p_i - \nabla p_i)^2 + 3\nabla p_i \cdot \Delta p_i + \epsilon_i^2} \quad (11)$$

本研究では $\epsilon_i^2 = \max(3.0|\nabla \xi_i^{-3}, 10^{-12})$ とした。 ξ は一般座標系を表す。

2.3 LU-SGS 陰解法

流束ベクトルを線形化し高次の項を省略することにより、非因子陰解法が得られる。

$$[I + \Delta t(\partial_x A)] \Delta Q = -h(F_{i+1/2} - F_{i-1/2}) \quad (12a)$$

$$A = \partial F / \partial Q, \quad (12b)$$

$$h = \Delta t / \Delta x \quad (12c)$$

ここで I は単位行列を表す。LU 因数分解及び対称 Gauss-Seidel 緩和法を組み合わせることにより LU-SGS 陰解法が得られる。

$$[I + h\{\chi \rho(A)_i I - A_{i-1}^+\}] [I + h\chi \rho(A)_i I]^{-1} \quad (13a)$$

$$[I + h\{\chi \rho(A)_i I + A_{i+1}^-\}] \Delta Q = -h(F_{i+1/2} - F_{i-1/2})$$

$\rho(A)$ は A のスペクトル半径を示す。

$$A^\pm = \frac{1}{2} \{A \pm \chi \rho(A) I\} \quad (13b)$$

一般的に χ は 1.01 である。これの三次元への拡張も同様である。この手法は 2 因子法なので、次のように書き直すことができる。

FORWARD SWEEP:

$$\Delta Q_i^+ = [-h(F_{i+1/2} - F_{i-1/2}) + hA^+ \Delta Q_{i-1}^+] / (1 + h\chi \rho(A)_i) \quad (14a)$$

BACKWARD SWEEP:

$$\Delta Q_i^- = \Delta Q_i^+ - hA^- \Delta Q_{i+1}^- / (1 + h\chi \rho(A)_i) \quad (14b)$$

ここで、 $1 + h\chi \rho(A)_i$ はスカラー量である。よって、ブロック行列反転を必要としない。

3 多重格子法

一般に偏微分方程式を Navier-Stokes 法などのように細かいグリッド上で時間発展させていく解法では、高周波の誤差は早く減衰するのに対して低周波の誤差はなかなか減衰しない。そのため、計算を効率よく行って計算時間を短縮するためには低周波の誤差も同時に減衰させる必要がある。この問題を解決するために、多重格子法は、細かいグリッドとともに粗いグリッドを用いる。それにより低周波の誤差も高周波の誤差として扱う事ができ、様々な周波数の誤差を同時に減衰していくことが可能となる。また、粗い格子上では要素体積が大きくなることで、クーラン数によって制限されている時間発展の幅を大きくとることができることや、後述のように粗い格子での計算時間は少ないことから、多重格子法は定常解への収束を加速するのに有効な手段である。

始めに細かいグリッドで時間発展させた後、保存変数は次の式を用いて一つ粗いグリッドに制限補間される。

$$Q_{2h}^{(0)} = \sum S_h Q_h / S_{2h} \quad (15)$$

ここで添え字 h は格子幅 h のグリッド、 $2h$ は格子幅 $2h$ のグリッドを示す。一つ粗いグリッドは格子幅 h から一つおきに格子を取り除くことにより生成したので、格子幅 $2h$ のグリッドと表現する。 Q は保存量変数、 S は要素体積を表し、和は粗いグリッドの一つの要素を構成する細かいグリッド要素全体を示す。この制限補間により各グリッド間で保存則が守られる。残差修正項を次のように定義した時、

$$P_{2h} = \sum R_h(Q_h) - R_{2h}(Q_{2h}^{(0)}) \quad (16)$$

粗いグリッドの残差は

$$R_{2h} = R_{2h}(Q_{2h}) + P_{2h} \quad (17)$$

となる。残差修正項はグリッド間の誤差の修正と、粗いグリッド上の解を細かいグリッドに依存させる為のものである。同様にして、さらに粗いグリッドの残差は式(18)のように定義される。

$$R_{4h} = R_{4h}(Q_{4h}) + P_{4h} \quad (18a)$$

$$P_{4h} = \sum R_{2h} - R_{4h}(Q_{4h}^{(0)}) \quad (18b)$$

最後に、それぞれのグリッドで計算された修正値 V をそれより一つ細かいグリッドに線形補間する。つまり、 $4h$ グリッドから移された修正値と $2h$ グリッドで計算された修正値によって得られた Q_{2h} の最終的な値を Q_{2h}^c とすると、

$$Q_h^c = Q_h + I_{2h}^h V_{2h} \quad (19a)$$

$$V_{2h} = Q_{2h}^c - Q_{2h}^{(0)} \quad (19b)$$

Q_h は h グリッドの $2h$ グリッドに移る前の値であり、 I は線形補間オペレータである。

本研究では FAS(Full Approximation Scheme) [5]~[8]を採用した。グリッド間の移動方法に関してはさまざまな方法が利用されているが、ここでは V サイクルを採用する(図1)。細かいグリッドの他に二つの粗いグリッドを用い、1 サイクルの間にそれぞれのグリッドで 2 回ずつ、合わせて 6 回の時間発展を行っている。

これを細かい格子上での通常的时间発展法と比較すると、1 サイクルあたりの全計算量は

$$1 + \frac{2}{8} + \frac{2}{64} + 1 < 2.3 \quad (\text{三次元})$$

でしかない(時間発展は大きな時間幅を用いてしかも 6 回行われている)。本研究では翼の評価にかかる計算時間を短縮するために陽解法ではなく、より効率のよい LU-SGS 陰解法に多重格子法を適用する。

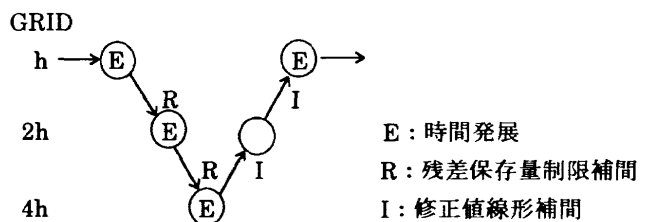


図1 V サイクル

4 遺伝的アルゴリズム

生物は生存競争を行って、環境によりよく適した個体が生き残る。生存できた個体は交叉を行い子孫を生産し、世代交代を繰り返しながらその生息する環境により適応するように種として進化をおこなう。この一連の過程が自然淘汰と呼ばれるものである。遺伝的アルゴリズムはダーウィンによって発表された進化論をもとに、ホランドが提唱したアルゴリズムである。つまり、この生物界の進化の過程を工学に適用し、最適化などに用いるわけである。

GAはある個体群を使って、多点探索を行うアルゴリズムである。フローチャートを図2に示す。進化には自然界に特有な交配と突然変異のオペレータを用いており、勾配法のように局所的な勾配は必要としない。そのため、目的関数が不連続であったり、微分不可能な場合にも適用できる。

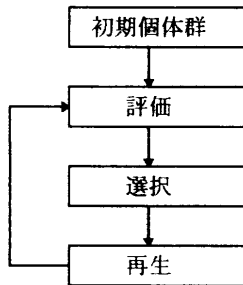


図2 遺伝的アルゴリズムのフローチャート

選択の方法としては、一般にルーレット選択がよく使われているが、本研究ではストカスティックユニバーサルサンプリングを用いている。ルーレット選択は個体群の中に特に優れた個体が存在した場合にはその個体が選ばれる確率が高くなり、個体群の多様性が失われ局所解に収束してしまう可能性がある。ストカスティックユニバーサルサンプリングはルーレット選択と同様に各個体は適応度に比例した確率で生存できるのであるが、特に優れた個体が存在した場合でも適応度の低い個体も親として選択され、個体群の多様性が保たれる。

再生は交叉と突然変異によって構成される。選択された親の遺伝子を組み替えることによって次の世代の子供を生産する事を交叉と呼ぶ。本研究では交叉の方法として多点交叉を用いている。これは遺伝子の数が少ない為である。

突然変異は交叉だけでは生成できない子を生成して個体群の多様性を維持する働きをする。本研究では、進化を促進させるため、10パーセントの確率で発生するようにし、±1以内の変化が遺伝子に加えられるようにした。

個体を選択し、交差や突然変異を用いて再生産を行う過程は確率的であるため、優れた個体が個体群の中にあっても最後に得られる世代にその個体が残っていない可能性がある。そのためエリート戦略を用い、各世代の集団の中で一位と二位の個体を次の世代に保存している。これにより個体群の中の最大の適応度を持つ個体の適応度は単調増加する。

個体群サイズは、多様性を保つ、あるいは初期世代

の個体群の中に超個体が存在したときに起こる初期収束を避けるために大きくとるべきである。ここでは計算時間とのバランスから個体群サイズは64とした。

5 設計問題の定式化

5.1 設計変数

翼形状の表現方法として、最大翼厚比およびねじり角の翼幅方向分布を決定する五つの制御点を設計変数に選ぶ。スパン方向の最大翼厚分布及びねじり角分布は翼の性能を決定する上で重要な要素である。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。この五つの制御点を二次のB-Splineで結ぶことにより、実際の最大翼厚比およびねじり角の翼幅方向分布を得る[9]。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のキャンパーはNACAの5字番号翼型で与える。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。翼の平面形は典型的な輸送用飛行機の翼平面形を用いた。[10]

5.2 翼の空気力学的評価

空気力学的評価関数には前に述べた流れ場の数値解法によって得られた翼の揚抗比をとり、揚抗比の最大化を行う。計算条件はレイノルズ数 10^7 、自由流マッハ数0.6、迎角 0° とした。

5.3 翼の構造力学的評価

構造力学的な制限を考えずに翼揚抗比最大化を行うと、翼は抗力を減らすため翼厚をゼロにする方向に進化していくと思われる。しかしながら、翼厚のない翼は揚力によって発生する曲げモーメントに耐えられない事は明らかであり、こうして得られた最適解は実用的ではない。このため、最大翼厚に対して最小限の値(制限最大揚抗比)を与える必要がある。本研究では制限最大翼厚比を求める為、翼を単純なボックスと考える(図3)。このとき、翼断面の断面二次モーメントは

$$I = \frac{1}{2} t l d^3 \quad (20)$$

で与えられる。ここで、 t は板厚、 l は翼弦長、 d は翼厚である。

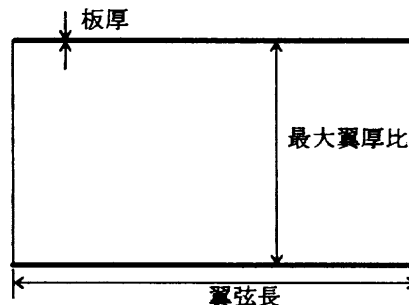


図3 翼断面のボックス構造

数値計算によって各スパン位置 k での翼表面に働く空気力、すなわち揚力分布 W_k が得られる。これらを各スパン位置にかかる集中荷重の和と考えると、曲

げモーメントは次式で与えられる。

$$M_k = \sum_i W_i (y_k - y_{f_i}) \quad (21)$$

ここで、和はいまモーメントを求めたいスパン位置から翼端にかけての和を表し、 M_k はスパン位置 k での曲げモーメント、 y_k はスパン方向の座標、 y_{f_i} は集中荷重のスパン方向座標である。

ここでは材料として代表的なA I合金材 2024-T351 を使用すると仮定する。許容応力 σ_0 は板厚6.35~12.6 mmのとき、39[ksi]である。翼が曲げモーメントに耐える為には

$$\frac{l}{y} > \frac{M}{\sigma_0} \quad (22)$$

を満たさなくてはならない。これにより、制限最大翼厚比 d_{lim} が与えられる。[11]

5.4 評価関数

これらをもとに、評価関数は次式で与えられる。

$$Fitness = \frac{C_l}{C_d} (Penalty), \quad (23)$$

$$(Penalty) = \exp[100 \times \min((t/c)_k - d_{min_k})]$$

6 結果

まず始めに、翼の平面形と四つのスパン位置での最適化された翼型を図4に示す。キंकが翼の中央に二箇所与えられている。図5は今回のGAの収束履歴である。本研究では設計変数が少ないため50世代で最適解が得られた。1世代当りの計算時間はほぼ50分であったので、最終的な最適解を得られるのに必要な時間はおよそ40時間である。次に最適化された最大翼厚比とねじり角の翼幅方向分布を図6、図7に示す。最大の制限最大翼厚比は翼のキंकのところに存在している。最適化された最大翼厚比は制限最大翼厚比をキंक部分でわずかに上回るように分布している。これにより、制限関数が機能して翼厚が不必要に薄くなることを制限していることが分かる。図7からはよく知られている翼端のねじり下げが行われている事が分かる。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[12]、最適化された翼はこの条件を満足している。

図8に翼幅方向揚力分布を示す。実線が放物型曲線、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[13]。図から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9に見られるように、最適化された翼上面の等圧線はスパン方向にほぼ平行に連なっており、流れ場は近似的に2次元となっている。

以上のことから、このアルゴリズムで得られた翼は存在する理論や実験結果から導かれた設計方針を満足しており、従来の設計法においても、最適な翼になっていることが示された。

7 結論

Navier-Stokes 解法を用いたGAによる3次元翼の最適化が行われた。NWTを用いた翼の評価のパラレ

ル化、Navier-Stokes 計算への多重格子法の適用、スパン方向の最大翼厚比分布及びねじり角分布を設計変数として選択すること、によってNavier-Stokes 解法を用いた3次元翼の最適化が可能となった。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。

GAは、勾配法が設計変数の数に比例して計算量も増加していくのに対して、計算量が増大せず、また、目的関数に微分可能性を必要としない。今後、扱う最適化問題が複雑になっていくにつれてGAは最適化の手法として主流となっていくであろう。さらにコンピュータ環境が発展し、NWTでしかできないような計算をワークステーションなどで行えるようになれば、その能力をいかに発揮できるであろう。

参考文献

- (1) Goldberg, D. E., "Genetic Algorithms in Search, Optimization & Machine Learning," Addison-Wesley Publishing Company, Inc., Jan. 1989
- (2) 坂和正敏、田中雅博、遺伝的アルゴリズム、朝倉書店、1995
- (3) S. Obayashi and T. Tsukahara, "Comparison of Optimization Algorithms for Aerodynamic Shape Design," AIAA 96-2394
- (4) K. Yamamoto and O. Inoue, "Applications of Genetic Algorithm to Aerodynamic Shape Optimization", AIAA 95-1650
- (5) Brant, A., "Multi-Level Adaptive Solutions to Boundary Value Problems," Mathematics of Computation, vol.31 no.138, April 1977
- (6) Anderson, W. K., Thomas, J. L. and Whitfield, D. L., "Multigrid Acceleration of the Flux-Split Euler Equations," AIAA Journal, vol.26, June 1988
- (7) Yoon, S., Chang, L. and Kwak, D., "Multigrid Convergence of an Implicit Symmetric Relaxation Scheme," AIAA 93-3357, 1993
- (8) Edwards, J. R., "Development of an Upwind Relaxation Multigrid Method for Computing Three-Dimensional, Viscous Internal Flows," AIAA 95-0208, 1995
- (9) 佐藤義雄、実習グラフィックス、アスキーレーシングシステム②実習コース、アスキー出版、1988
- (10) Jacob, P. F., "Experimental Trim Drag Values and Flow-Field Measurements for a wide-Body Transport Model With Conventional and Supercritical Wings," NASA TP 2071, 1982
- (11) J. Case, A.H. Chilver, and C. T. F. Ross, "Strength of Materials & Structures with an Introduction to Finite Element Methods", Edward Arnold, London, 3rd edn., 1993
- (12) E. Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 1982
- (13) Robert T. Jones : 『翼理論』、日刊工業新聞社

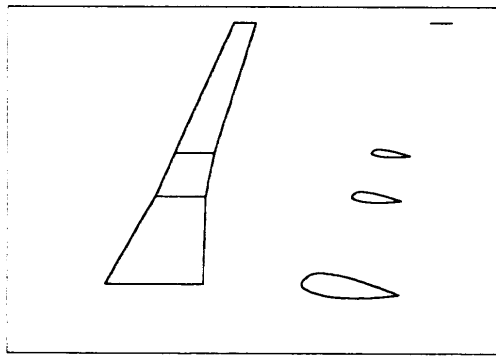


図4 最適化された翼形状

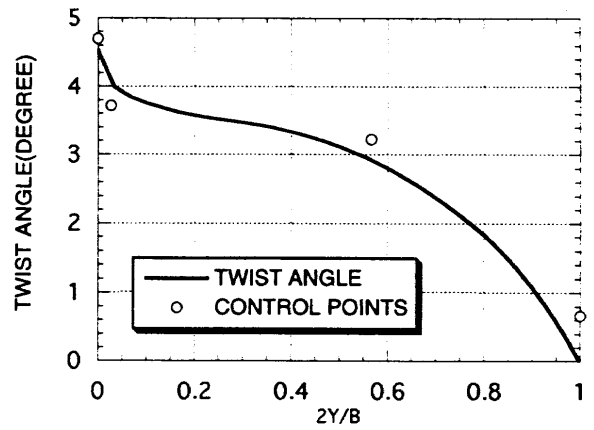


図7 翼幅方向ねじり角分布

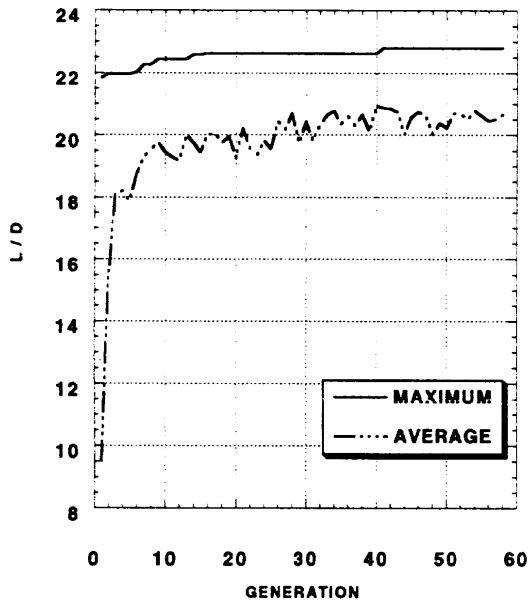


図5 最適化収束履歴

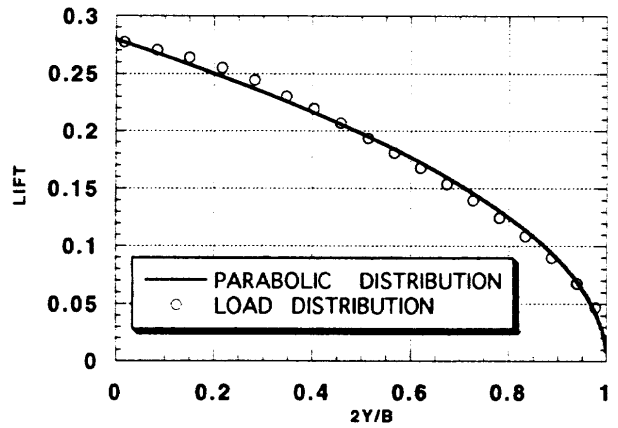


図8 翼幅方向揚力分布

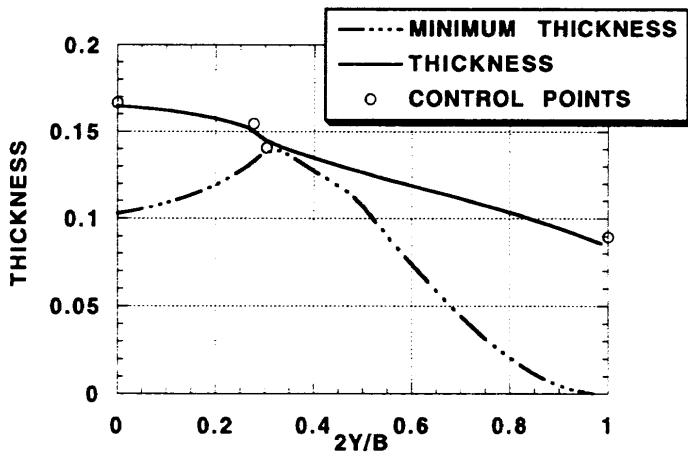


図6 翼幅方向最大翼厚分布

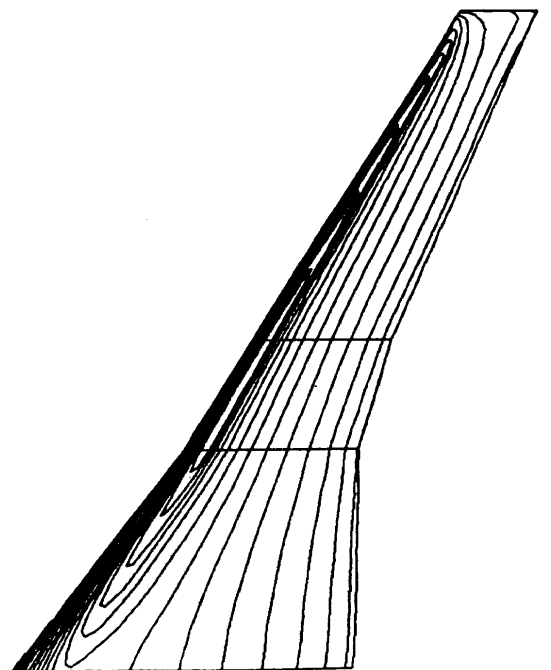


図9 最適化された翼上面の等圧線図