

## 翼平面形状の多目的最適化

山口 義博<sup>1</sup>、大林 茂<sup>2</sup>、中橋 和博<sup>3</sup>、中村 孝<sup>4</sup>

## Wing Planform Design Using Multidisciplinary Optimization

Yoshihiro Yamaguchi, Shigeru Obayashi, Kazuhiro Nakahashi, Takashi Nakamura

## ABSTRACT

In this work, three objectives and two constraints are considered for wing planform optimization: aerodynamic performance, wing weight and fuel weight. Aerodynamic performance is evaluated by Computational Fluid Dynamics (CFD). Wing weight and fuel tank volume are estimated by empirical formulae. To simplify the problem, only the leading-edge sweep angle and two chord lengths at the midspan and wingtip are used as design variables. The leading edge of the wing is kept straight. Thus, a tapered wing with a trailing-edge kink will be designed. As an optimizer, Genetic Algorithm (GA) is employed here. Because GA can find a more global optimum, it is expected to perform better than the conventional gradient-based methods. Major drawback of GA is that it requires a large number of function evaluations. Thus, FLO-22 code based on the full potential equation is used because of its efficiency instead of Euler or Navier-Stokes solver. Evaluations of GA population are parallelized in Numerical Wing Tunnel (NWT) at National Aerospace Laboratory (NAL). Planform optimization problems are considered for typical subsonic and transonic aircraft. The design results show the feasibility of the present approach for the initial sizing with optimization.

## § 1 緒言

航空機設計は、試作機を作るまでに大きく3つの設計段階に分けられる[1]。初めに概念設計において、コストと性能との妥協点を探るべく、機体外形や装備等を決定する。次に基本設計で構造や制御等の各部分の設計や解析を行う。最後に詳細設計で先の2段階より詳細な設計と、生産設計による組み立て作業に対する決定を行う。本研究では、最も形状決定に大きな影響のある概念設計に注目した。概念設計では、概念スケッチで設計要求や将来の技術レベルを推定した技術的可能性により設計を行う。それをもとに初期サイジングで空力や重量の推定を行う。この推定には、安全性や開発コストなどの面から多くを経験的なデータに依存し、かつ経験的知識を必要とする。しかしながら、空力的（抵抗の減少等）、構造的（燃料タンク容量等）、構造力学的（重量、安全性等）、経済的（開発、管理コスト等）の多分野にわたり、かつそれぞれに関連しあう要求がある。そこで既存のデータに依存せず、経験的知識をそれほど必要としない形状設計法の開発が望まれる。そのため、航空機設計における最適化が行われつつある[2]。

航空機設計に取り入れられている最適化ツールの多くは、勾配法に基づいたものである。勾配法は最適化に伴う目的関数の繰り返し計算が少なく済むが、得られる解は初期値に依存し、探索領域において目的関数が微分可能かつ凸であることが示されないと、求められた最適解が大域最適解とはいえない[3]。

勾配法の欠点を解消する最適化ツールとして、近年注目されているのが遺伝的アルゴリズム(GA)である[4]。GAは生物の進化における遺伝的情報の子孫への伝達にヒントを得た方法である。GAにおいては、目的関数に対する勾配や分布についての情報を必要としないため、微分不可領域に対しても適用できるだけでなく、設計空間全体を多点並列探索するため、一般に局所解に陥りにくい。

GAに関する研究が盛んになると共に、様々な特色をもったGAが開発されている。その中で、多目的最適化を行なうために開発された多目的遺伝的アルゴリズム (Multi Objective GA: MOGA) [6]も、これまでの一般的なGAと共に適用、比較した。そのため本論文においては、先ほどまでに述べた一般的なGAを単純GA (simple GA: SGA)

として区別する。MOGAはパレート解を求める手法である。パレート解とは、幾つかの目的関数のなかでどれか1つでも他に劣っていない目的関数をもつような、解の集団のことである。つまり、MOGAで求める最適解は、これまでの最適化で重みをつけてスカラー化された目的関数の最適解を求める代わりに、各目的関数からなるベクトルの目的関数を最適化し、多次元空間における曲面を構成する解の集合を求めることになる。MOGAはGAの特徴である多点並列探索を有効に利用して、パレート解を同時に求める方法であり、勾配法では行えない方法である。

最適化アルゴリズムが最大(小)値を求めるためには、性能評価の繰り返し計算を必要とする。そのため1回毎の数値計算時間が短時間である必要があった。一方、近年におけるコンピュータの発達に伴い、これまで計算時間が膨大にかかった数値流体力学(CFD)が、最適化アルゴリズムに伴う繰り返し計算をするに耐える時間にまで短くなってきた。また同時に最適化の中に取り込める精度を得られるようになってきた。そのため、主翼形状に対しCFDを用いた最適化が、様々な目的をもって広く行われるようになってきている。

CFD計算は計算負荷が非常に大きい。特にEuler方程式やNavier-Stokes方程式による解法は、複雑な形状に対応しより良い精度を得られるが、計算負荷が非常に大きい。そこで本研究においては、空力解析は完全ポテンシャル方程式による解法(FLO-22)を用いた[5]。このため、計算負荷を軽くできると同時に、亜音速から遷音速まで広い空力条件での解析が行えるようにした。更に、GAが多点並列探索をするという特性を活かし、並列計算を行うことで計算効率を格段にあげた。この並列計算を行なうにあたっては、国立航空宇宙技術研究所の高性能並列計算機(NWT)を使用した。

以上をふまえて、本研究では抵抗と翼重量を減少させ、燃料重量を増大することを目的とした翼平面形状の概念設計を、SGAとMOGAを用いることで行なう。これにより設計者が各目的関数に対する深い知識がなくとも、大域的な最適解を求めることが出来るようになり、概念設計の自動設計化に寄与する事が出来ると思われる。

<sup>1</sup> 東北大学大学院<sup>2</sup> 東北大学工学部機械航空工学科<sup>3</sup> 東北大学工学部機械航空工学科<sup>4</sup> 航空宇宙技術研究所

## § 2. 最適化法

### 2.1 GAの概要

遺伝的アルゴリズムとは1975年にJ.H.Hollandによって提案された最適化プログラムである[4]。このアルゴリズムは、自然界において何万年とかかかって生じた生物の進化を模倣した方法である。適用分野における数学的背景や理論に対する深い知識や経験を必要としないため、工学的に適用するにあたっては非常に広い分野で、かつ様々な具体的手法で取り入れられている。また勾配法のように目的関数の勾配を求める必要がないため、目的関数が微分可能や凸関数でなければならないといったような制限なく適用できる。また、目的関数への制約条件の負荷も柔軟に対応することが出来る。ここでは先ず、基本的なGAの形である単純遺伝的アルゴリズム (simple GA: SGA) について説明する。

自然界における生物の進化過程では、ある世代の個体群で、その個体群の生活環境に対する適応度が高い個体が高い確率で生き残り、それらの個体による交叉や突然変異によって次の世代が形成される。その繰り返しにより、環境により適合した種が現存している。この世代間のつながりを介しているのが遺伝子であり、遺伝子の集合である染色体によって、各個体のマクロな特徴が異なっている。

GAはこの流れをアルゴリズムに取り入れている。図1に一連の操作を図示した。なお本研究では、Michalewiczの遺伝的プログラムを適用したため、GAで一般的に行われている設計変数の2進数コード化は行わず、実数値の設計変数をそのまま取り入れた。図1の流れを説明する。初めに、ランダムな組み合わせで設計変数を発生させ、個体集団を形成する。個体集団の数は多いほど設計領域を覆うことが出来るが、計算時間との兼ね合いがあるため適当にとる必要がある。次に設計変数で特徴づけられた各個体に対し、目的関数(適応度)を計算することになる。例えば本研究においては空力的性能や構造的性能がそれにあたる。適応度に応じて個体を確率的に2つ選択し、各個体の設計変数の一部交換を行なう。これが交叉にあたる。新しくできた個体に対しある確率で設計変数に変化を与え突然変異とする。選択、交叉、突然変異を行なった個体数が決めた個体数になったら、それらを次の世代の個体群とする。この動作を決めた世代数、もしくは収束するまで行なう。

GAの一連の操作から分かるように、GAでは1世代中の個体数と世代数の積の数だけ目的関数を評価するため、勾配法と比べ評価回数が多くなり、計算負荷が大きいという欠点がある。

### 2.2 多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA)

MOGAはGoldbergによるパレート解に対する最適化法が、1993年にFonsecaとFlemingにより拡張されたものである[6]。ここで挙げたパレート解とは、幾つかの目的関数のなかでどれか1つでも他に劣っていない解の集団のことである。これまでの多目的最適化では、何らかの形で単一目的のスカラ関数に変換した最適化を行っていた。しかし適用するスカラ関数により、各目的関数間の重みのバランスが偏る場合がある。一方、単一関数最適化の代わりに、これまでのGAの操作(交叉、突然変異)を用いて、各目的関数に対するパレート解を求めることも可能である。この方法は、GAの特徴である多点並列探索を有効に利用しており、勾配法では行なえない方法である。

### 2.3 パレート最適解

$k$  個の目的をもつ最小化問題において、 $X$  を実行可能解の集合として  $x^* \in X$  に対して、 $f_i(x) \leq f_i(x^*)$ ,  $i=1, \dots, k$  で、しかも、ある  $j$  について  $f_j(x) < f_j(x^*)$  となるような  $x \in X$  が存在しないとき、 $x^*$  をパレート最適解とよぶ。パレート最

適解は、他よりも劣っていない解という意味で非劣解、もしくは、他のどの解にも支配されない解という意味で非支配解ともよばれる。

### 2.4 ランキング選択

多目的ランキングはランキング選択を多目的関数空間に拡張したものである。ランキング選択とはルーレット式選択とは異なり、適応度そのものを用いた選択をせず、適応度に応じ個体にランク  $i=1, 2, \dots, N$  をつけ、ランクにより選択圧を決定する。

多目的ランキング法を図2で説明する。図2においては原点に近いほど(目的関数  $f_1, f_2$  の値が小さいほど)良い個体とする。目的方向に対し最前列に分布する個体がパレート解であり、そのランクを1とする。それ以外は、支配されている個体数を  $n$  としてランクを  $1+n$  とする。図2では、()内の数字がランクである。

さらに、本研究では多目的ランキング選択にエリート保存選択を加え、世代数が早い段階でのパレート解が、交叉により消滅するのを防いだ。具体的にはランク1の個体全部を遺伝子に変化を与えず次世代に残した。

### 2.5 シェアリング

MOGAではパレート最適解の多様性を保つ必要があるが、そのための操作として1987年にGoldbergとRichardsonにより提案されたシェアリング[6]を用いる。シェアリングとは比較的多くの点が集まっているところに対し相応に小さい重みをかけ、比較的分散しているところに対し相応に大きい重みをかけることにより、個体の分布に広がりを持たせる操作である。

## § 3. 構造解析

### 3.1 主翼重量の概算

翼重量の概算においては、構造的な要素である曲げモーメントや、フラッター、荷重倍数等の影響も考慮した経験的かつ平均的な遷音速主翼重量の概算法を用いた[1]。図3に翼形状定義を示す。翼の重量の最適化は、高揚力装置やブレーキ等の装備がついていない翼の基本重量  $W_{wbasic}$  に対して行った。

$$W_{wbasic} = const. \times k_{n0} k_{\lambda} k_c k_{uc} k_{st} \left\{ k_b n_{ult} (W_{des} - 0.8W_w) \right\}^{0.55} \times b^{1.675} (t/c)^{-0.45} (\cos \Lambda_{1/2})^{-1.325} \quad (1)$$

ここで、 $k_{n0}$  は結合部等の重みペナルティ、 $k_{\lambda}$  はテーパー比による係数、 $k_c$  はナセルとエンジンによる曲げモーメントの係数、 $k_{uc}$  はエンジンの上積み、下積みによる補正值、 $k_{st}$  はフラッターへの補正值、 $k_b$  は翼取り付け状態による補正值、 $n_{ult}$  は最大荷重倍数、 $W_{des}$  は航空機設計重量、 $W_w$  は翼重量、 $b$  は翼幅、 $t/c$  は翼厚比、 $\Lambda$  はスweep角を示す。

### 3.2 燃料タンク容量の概算

燃料タンク容量はkinkの無い翼に対し(2)式で与える。

$$V_f = 0.54 \frac{S^2}{b} (t/c)^{-1} \frac{1 + \lambda \sqrt{\tau} + \lambda^2 \tau}{(1 + \lambda)^2} \quad (2)$$

ここで、 $S$  は翼面積、 $\lambda$  はテーパー比、 $\tau$  は  $(t/c)_r / (t/c)$  である。この概算は非常に粗い計算であるが、計算負荷を小さく抑えられる。また、燃料は航空機一般に使用されているJP-3として燃料重量に換算した。

## § 4. 構造力学的制限

### 4.1 構造モデル

取り扱った翼構造のモデルは、薄板とビームによる単一セルモデルとし、翼の剛性を計算を行った[2]。尚、このモデルによる重量の概算は行っていない。図4に示すように、

前桁と後桁の間を縦にリブが通っており上面及び下面には薄板で覆っている。

ストリンガー構造は、3つのパラメーター  $I_{ref}, z_{crit}, T_{ref}$  で特徴づけられる。パネル断面2次モーメント/単位翼弦長 =  $I_{ref} b_s^2 t_s$ 、最大応力位置 =  $z_{crit} b_s$ 、有効板厚/実際の板厚 =  $T_{ref}$ 。これらの値は、表面板厚はストリンガー間隔より十分小さい事を仮定することで一定値とすることが出来る。

リブは翼桁の間にある棒であり、箱構造の翼弦長方向についている。これら、リブとストリンガーと表面板により囲まれた箱の剛性を計算する。

#### 4. 2 構造力学的制限

翼構造は先ず曲げと圧力に耐えるように設計される。曲げ応力  $P$  は翼の曲げモーメントより求められる。

$$P = \frac{M_{bend} z_{crit}}{I} SF \cdot T_{ref} \cdot t_s \quad (3)$$

ここで  $z_{crit}$  は断面の中心から表面までの最大縦方向距離である。 $SF$  は荷重安全係数で1.5とする。設計表面圧力  $p_a$  は翼全体への平均揚力に基づいた値で、(4)式で概算される。

$$p_a = K_{p_a} n_{crit} (W_{A/C} / S) SF \quad (4)$$

ここで、 $(W_{A/C} / S)$  は1-gでの翼荷重。 $n_{crit}$  は荷重倍数。 $K_{p_a}$  は解析や経験値から得た補正值である。また、有効板厚は前桁と後桁を含めた周囲の構造的な要素を含めた厚さである。これらの設計荷重から、図5に示すような4つのケースで必要板厚を求め、設計板厚を超えた場合にペナルティを加えた。

### § 5. 亜音速翼の平面形状最適化

#### 5. 1 GAについて

GA と MOGA の2つ方法により形状最適化を行なった。共に、世代数は50世代、個体数は100個体とした。SGAでの突然変異率は5%の一様突然変異率、MOGAでは10%から始まり、50世代目に0%となる非一様突然変異率とした。MOGAにおいて初めの突然変異率が高いのは、なるべく広い範囲のパレート解を得るためであり、ある程度収束するにつれ、解を安定させるために率を低くなるようにした。

#### 5. 2 評価方法

空気力学的な評価として Span efficiency Factor(SEF)を計算し亜音速中における誘導抵抗を最小化することを基本とした。SEFは(5)式に示すようなCL、CD、アスペクト比の関数であり、SEFが最大となるときに誘導抵抗が最小となる。

$$SEF = \frac{C_L^2}{\pi C_D AR} \quad (5)$$

構造評価としては翼重量を低減、燃料タンク容量を増加させるようにした。SGAにおいては、これらの目的関数をスカラー化し一つの目的関数にまとめる必要がある。そこで次の3ケースについて行った。3ケースとも目的関数  $f$  が最大となるようにした。

a. 空力のみ最適化

$$f = SEF \quad (6)$$

b. 空力と翼重量の最適化

$$f = SEF \ln \left( 1 + \frac{1}{W_w} \right) \quad (7)$$

c. 空力、翼重量と燃料タンク容量の最適化

$$f = SEF \ln \left( 1 + \frac{W_f}{W_w} \right) \quad (8)$$

尚、(8)式は航続距離を計算するブレーゲの公式を参考として構築した。MOGAではSEF、翼重量、燃料重量の3目的関数のパレート解を求めた。

#### 5. 3 計算モデル

本研究ではビーチエアクラフト社のボンナザA36の諸元をもとに、亜音速流中における巡航飛行状態での翼平面形状最適化を行った。諸元の一部を挙げる。乗員は最大6名、全長27.6 ft、全幅33.6 ft、最大離陸重量3650 lb、燃料総量80 US galである。

翼型は詳細なデータが無かったため本研究ではNACA0012を用いた。また最適化は簡略した翼平面形状で行い、設計変数は図6のようにスイープ角とコード長(2カ所)の計3カ所とした。

#### 5. 4 空力計算

空力解析はFLO-22による解法を用いて行った。計算条件は、マッハ数を  $M=0.3$ 、格子数を  $120 \times 20 \times 20$  とした。

#### 5. 5 SGAによる結果

今回モデルとして用いたボンナザA36の簡略化した翼平面形状を図7(a)に、case1~3で最適化された翼平面形状を図7の(b),(c),(d)に示す。また、それぞれの形状における性能を図8に示す。図8ではA36を基準として、外側方向が良い性能を表す。図8から分かるように、空力性能にはほとんど差はないが、空力のみ最適化したケースが最も良い空力性能をもっている。空力と翼重量を最適化したケースでは、翼重量は最も大きくなっており、期待通りの解が得られたといえる。全てを最適化したケースでは、燃料重量は最も大きくなっているが、その分翼重量が犠牲になり、総合的な意味で最適化されているとは言い難い。このように、SGAでは目的関数ごとの重みにより、収束した解が必ずしも総合的に最適解とは言い難い場合が生じる。つまり、設計者の構築するスカラー化された目的関数が重要なカギ握ることになる。

#### 5. 6 MOGAによる最適化

得られた3次元目的関数空間の解分布を図9に示す。図はx-y平面とz軸が交わる点が目的方向であり、目的方向に向かってパレート面が出来ているのが分かる。図10(a)~(c)では2目的関数平面に写影した分布を示す。どの図も原点方向が目的方向となる。(a)ではSEFと翼重量との間の分布を、(b)ではSEFと燃料重量との間の分布を示しているが、共にパレートフロントが不鮮明である。しかし、翼重量と燃料重量との間の分布を示す(c)図において鮮明なパレートフロントがみられる。このMOGAのケースでは、3世代目で全個体がパレート解となり収束してしまった。このことから、MOGAに適用する目的関数分布がある程度複雑さをもっていないと、MOGAの適用価値が低くなってしまいう可能性がある。

最後にMOGAにより、SGAで求められた最適形状が含まれるかを確認する。図11にMOGAにおいて、各目的関数で最も性能の良い個体形状を示す。ここで、直接比較できるのは空力最適形状だけである。ほぼ似た形状が生成されたが、空力性能は4%ほど落ちた。これはMOGAが初期収束したことによると思われる。MOGAがより高いパフォーマンスを持つためには、初期個体の分布、シェアリングによる広い領域への個体分布の保持、エリート保存選択を含む選択方法への工夫が必要である。

### § 6. 亜音速翼の平面形状最適化

亜音速領域における翼平面形状最適化を行なった。翼重量の概算は亜音速旅客機に対する計算であるため、より実

機に近い値となる。また、亜音速翼の最適化では行なわなかった構造力学的な制約を加えて、より実的な最適化を試みた。

### 6.1 GAについて

MOGAにより形状最適化をした。世代数は50世代、個体数は100個体で、収束するのに十分であると判断した数である。突然変異率は10%から始まり、50世代目に0%となる非一様突然変異率とした。

### 6.2 評価方法

3つの評価関数、すなわち抗力の最小化と翼重量の最小化、及び燃料重量の最大化によるパレート解を求めた。さらに制限として揚力 $L$ が設計機体重量 $W$ 未満の時。つまり荷重倍数

$$n = \frac{L}{W} < 1 \quad (9)$$

のときと、構造力学的な評価により、必要板厚が設計板厚を超えたときに、MOGAにおけるランクを10下げるようにした。

### 6.3 計算モデル

中型の遷音速旅客機をモデルとした。目安としてはB737-400である。その諸元を簡単に示す。全長119.7ft、翼端長94.9ft、最大離陸重量138,500lb、座席数156人、最大巡航速度0.82M

必要板厚を計算するにあたっては、遷音速旅客機の外板に一般的に使用されているアルミ合金の7075合金で特性を計算した。翼型は遷音速翼であるW14[7]を参考とした翼を用いた。翼幅とねじりは固定し、スweep角と翼弦長を設計変数とした。尚、ねじり下げはkinkの位置で翼根から2度、翼端では更に0.5度とした。設計変数は亜音速翼と同じsweep角とコード長2カ所の、計3つである。

### 6.4 空力計算

FLO-22による計算条件は、マッハ数 $M=0.8$ 、格子数 $120 \times 20 \times 20$ とした。

### 6.5 結果と考察

得られた目的関数空間の解分布を図12に示す。(a)~(c)は初期分布、(d)~(f)は収束後の分布を2目的関数毎に示す。全て原点が目的方向となる。

(a)、(d)は抵抗と燃料の平面への分布である。収束後は初期分布の右側半分に分布している。これは板厚と揚力の制限により、翼面積が少ない個体が消滅したと思われる。そのため右側半分の個体が、より原点方向に集まってきている。

(b)、(e)は抵抗と翼重量の平面への分布である。この分布も制限により左側半分の個体は消滅しているが、この2次元断面ではパレートフロントが得にくい分布を示している。

(c)、(f)は翼重量と燃料重量の分布である。この断面では初期分布から、ほぼパレートフロントに沿った分布を示していることが分かる。収束後は鮮明なパレートフロントが形成されている。また、パレートフロントの広い領域に分布しており、シェアリングとエリート保存選択が有効に働いていることが分かる。

3次元空間の分布を図13に示す。 $x-y$ 平面と $z$ 軸が交わる点が目的方向である。図より目的方向へ向かってパレート面が形成されていることが分かる。図14に、図13のパレート面上の個体形状の幾つかを示す。(a)~(c)は各目的関数で最良の個体形状を、(d)はパレート面のほぼ中央にある個体形状である。実際の設計でどの形状を選択する

かは、設計者の判断にゆだねられることになる。各形状の性能を図15に示す。図では形状(d)の性能を1として外側方向が良い性能を表す。

図16では、世代ごとのパレート解の数の収束履歴を示す。世代ごとにパレート解の数が増えており、20世代目にはほぼ収束していることが分かる。

## §7. 結言

本研究では、空力や構造を考慮した連成問題における最適化を多目的最適化として定式化し、遺伝的アルゴリズムを用いた翼平面形状の多目的最適化を行なった。これまで一般的に用いられた勾配法のように各目的関数に対する深い知識を必要とせず、かつ空力評価で起こりやすい多峰性目的関数空間においても大域解を求められる。

空力、構造、装備(燃料タンク)を考慮した3つの目的関数と、荷重倍数、構造力学を考慮した2つの制限からなる、より実的な翼平面形状の最適化が行なえた。

最も計算負荷が大きいCFD計算にポテンシャル方程式による解法を用いた。さらにGAが多點並列探索であることを活かし、並列計算機を使用することで、世代ごとの計算時間を大幅に減らした。

多目的関数最適化におけるSGAとMOGAの比較を行なった。SGAではスカラー化する目的関数により、各目的関数間の重みに変化するため、重みの決定が良い形状を得るためのカギとなる。MOGAではパレート解の中から設計者が希望する、バランスを取れた最適解を選択することが出来る。そのためにはより広い空間でのパレート解を得ることが重要であり、そのための操作に工夫が必要となる。MOGAはGAが多點並列探索であることを有効に生かした方法であるといえる。

## §8. 参考文献

- [1]Torenbeek, E., "Synthesis of Subsonic Airplane Design," Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 1982.
- [2]Wakayama, S., "Lifting Surface Design Using Multidisciplinary Optimization," Ph.D. Dissertation, Stanford Univ., Dept. of Aeronautics and Astronautics, Stanford, CA, Dec. 1994.
- [3]Obayashi, S., and Takanashi, S., "Genetic Optimization of Target Pressure Distributions for Inverse Design Methods," AIAA Journal, vol. 34, no. 5, pp. 881-886, 1996.
- [4]L. デービス 編, 嘉数侑昇ら訳, "遺伝的アルゴリズムハンドブック," 森北出版株式会社, 1992.
- [5]Jamson, A., "Iterative Solution of Transonic Flow over Airfoils and Wings, Including Flows at Mach 1," Communications on Pure and Applied Mathematics, Vol. XXVII, pp. 283-309, 1974.
- [6]北野宏明 編著, "遺伝的アルゴリズム②," 産業図書, 1995.
- [7]Fuji, K., and Obayashi, S., "Navier-Stokes Simulations of Transonic Flows over a Practical Wing Configuration," AIAA Journal, Vol. 25, No. 3, PP. 369-370. March, 1987.

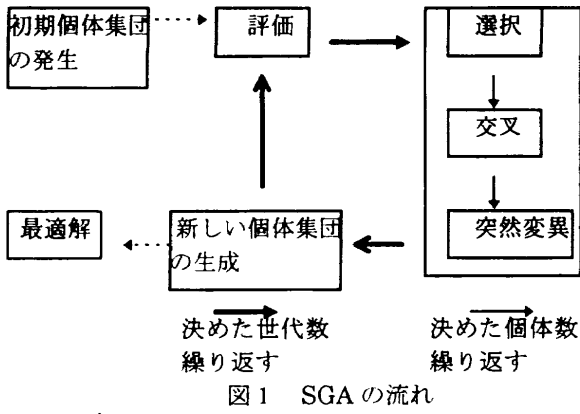


図1 SGAの流れ

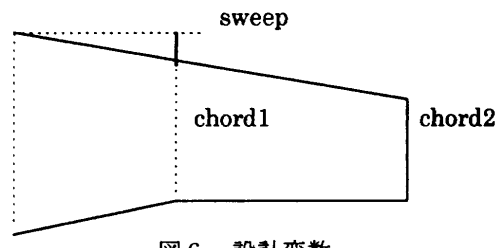


図6 設計変数

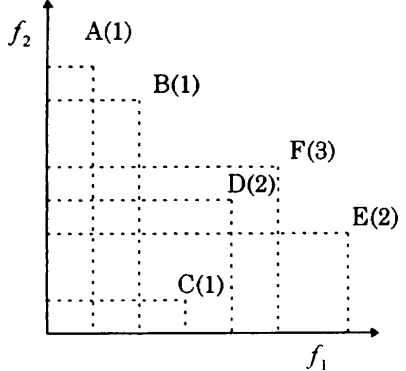


図2 多目的ランキング法

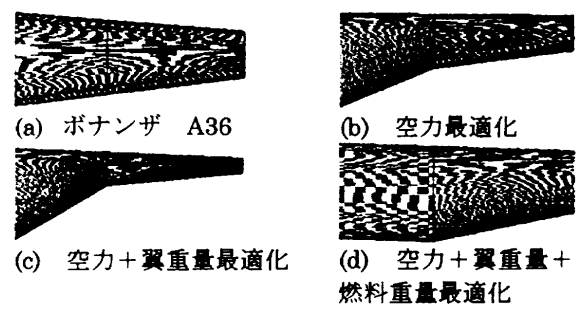


図7 SGAで最適化された翼平面形状

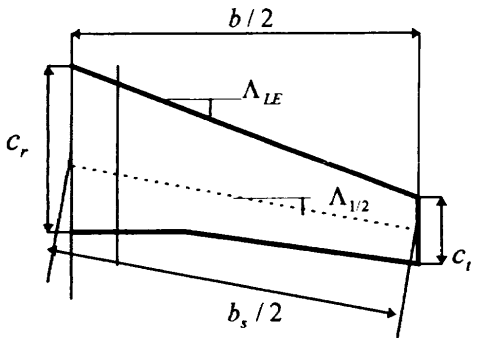


図3 翼形状定義

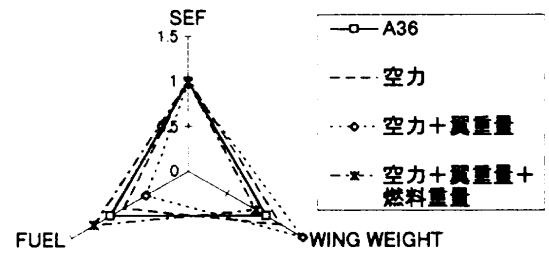


図8 各翼平面形状の性能

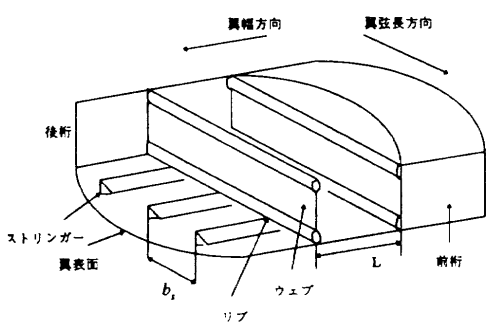


図4 構造モデル

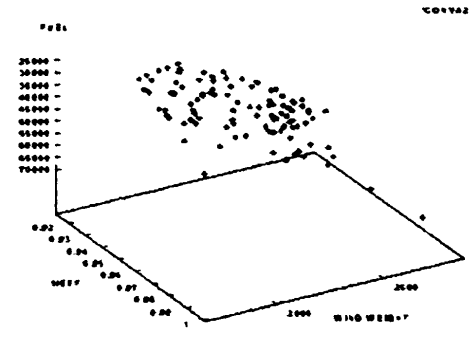


図9 3次元目的関数空間での個体分布

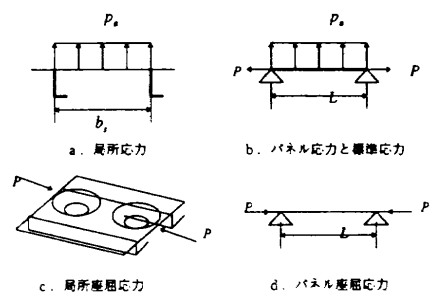
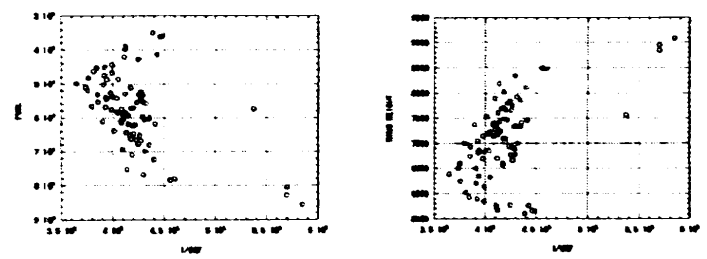
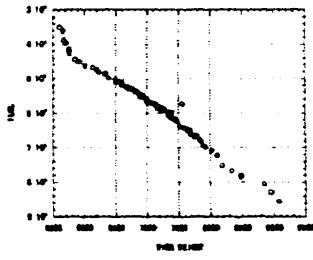


図5 構造力学計算



(a)SEF と翼重量の平面での分布 (b)SEF と燃料重量の平面での分布

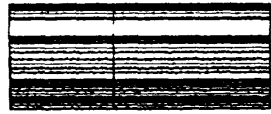
図10 2次元断面での個体分布



(c)翼重量と燃料重量の平面での分布  
図10 2次元断面での個体分布(続き)

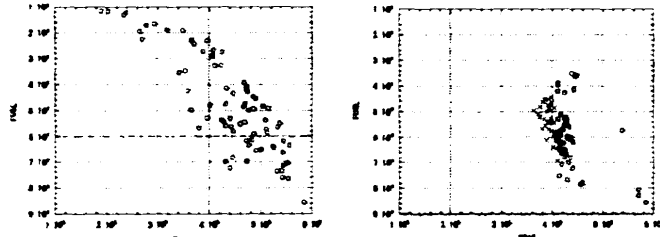


(a)空力性能が最良の形状 (b)翼重量が最良の形状

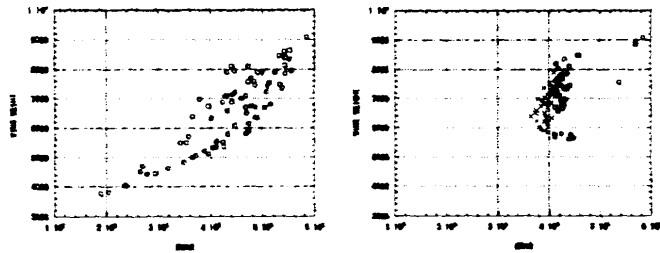


(c)燃料重量が最良の形状

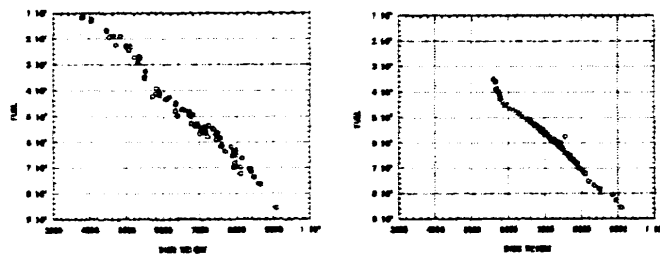
図11 パレート解中の翼平面形状



(a)抵抗と燃料重量の平面での初期分布 (d)抵抗と燃料重量の平面での収束後の分布



(b)抵抗と翼重量の平面での初期分布 (e)抵抗と翼重量の平面での収束後の分布



(c)翼重量と燃料重量の平面での初期分布 (f)翼重量と燃料重量の平面での収束後の分布

図12 2次元平面断面での個体分布

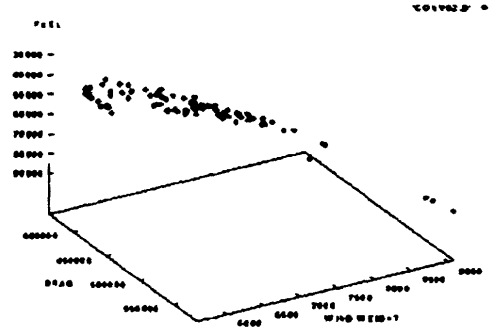
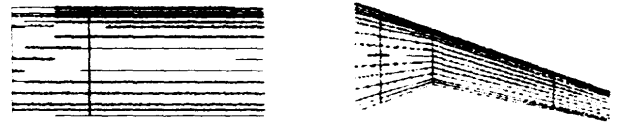


図13 3次元目的関数空間での個体分布



(a)空力性能が最良の形状 (b)翼重量が最良の形状



(c)燃料重量が最良の形状 (d)パレート面中央の形状

図14 パレート解中の翼平面形状

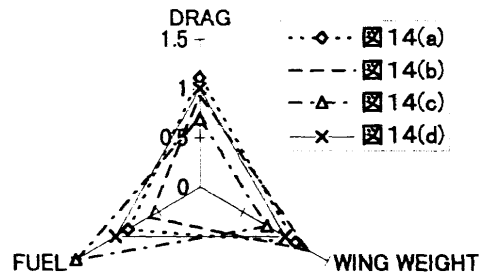


図15 各翼平面形状の性能

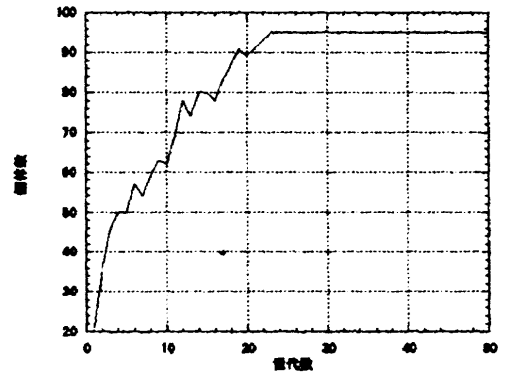


図16 パレート解の数の収束履歴