

構造的制限を考慮した翼平面形状の最適化

山口 義博¹、 大林 茂²、 中橋 和博³

Optimization of Wing Planform with Structural Constrains

Yoshihiro Yamaguchi , Shigeru Obayashi, Kazuhiro Nakahashi

ABSTRACT

In the field of aerospace engineering, the aircraft design process can be divided into three stages: conceptual, preliminary and detail designs. The conceptual design is the first stage to decide a direction of design from mission requirements. In this process, the initial sizing of the aircraft is estimated from existing database and empirical methods. Since there are various demands for aerodynamics, structures, fuel, payload, and so on, a multiobjective optimization is necessary for the design. Therefore, in this paper, an optimization method is investigated to design wing planforms for this stage.

In this work, three objectives are considered for wing planform optimization: aerodynamic performance, wing weight and fuel tank volume. Aerodynamic performance is evaluated by CFD analysis. 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. GA simulates evolution by selection. 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. Planform optimization problems are considered for typical subsonic aircraft. The design results show the feasibility of the present approach for the initial sizing with optimization.

記号

- k_{n0} : 結合部等の重み係数
- k_{λ} : テーパー比による係数
- k_e : ナセルとエンジンによる曲げモーメントの係数
- k_{uc} : エンジンの上積み、下積みによる補正值
- k_{sr} : フラッターへの補正值
- k_b : 翼取り付け状態による補正值
- W_{des} : 航空機設計重量
- n_{ult} : 最大荷重倍数
- W_w : 翼重量
- W_{wbasic} : 翼基本重量
- W_G : 機体グロス重量
- W_{to} : 航空機離陸重量
- W_F : 燃料重量
- V_t : 燃料タンク容量
- b_{ref} : 参考翼幅
- b_s : 構造翼幅
- k_w : 装備重量に比例した係数
- S : 翼面積
- t_r : 最大翼厚
- b : 翼幅
- c : 翼弦長
- λ : テーパー比
- τ : $(t/c)_r / (t/c)_s$
- AR : アスペクト比
- Λ : スイープ角
- V_D : 設計速度
- M_C : 設計巡航マッハ数
- $C_{L\alpha}$: 揚力傾斜

§ 1 緒言

航空機設計では、先ず使用目的、ペイロード、速度、航続距離などの計画要求を立てた後に、概念設計、基本設計、詳細設計の3つの計画作業が行われる。その中で概念設計では、計画要求にあったコストと性能の最適な形態を決定しなければならない。しかしながら様々なパラメータがあり、かつ設計が進むに連れ様々な問題が出てくるため流動的な問題となる。概念設計の過程は図1のようになる[1]。

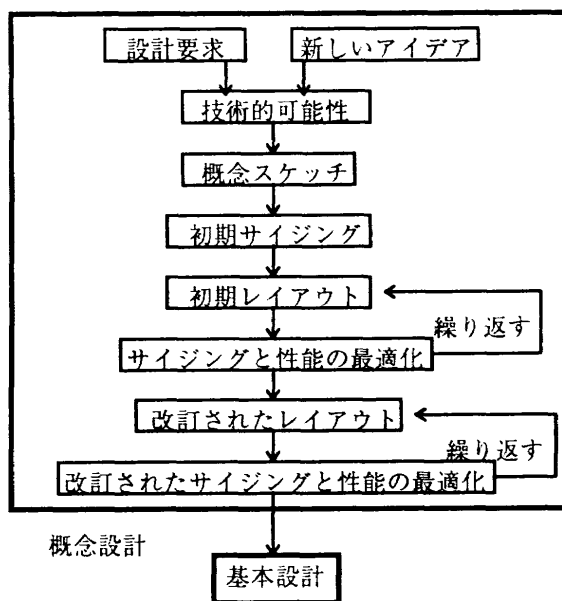


図1. 概念設計の過程

先ほど挙げた設計要求や、将来の技術レベルを推定した技術的可能性より、概念スケッチを行う。概念スケッチをもとに初期サイジングを行うが、初期サイジングでは空力

¹ 東北大学大学院
² 東北大学工学部機械航空工学科
³ 東北大学工学部機械航空工学科

や重量の推定を既存の飛行機との比較により行う。これに基づき、レイアウトで様々な装置を配置した三面図を描く。次にレイアウトをもとに空力や重量特性の解析を行い、それらを最適化して基本設計へと段階は移る。

この一連の過程の中で、本研究では概念設計の早い段階に行われる概念スケッチと初期サイジングに注目し、次の段階であるレイアウトに上手く方向性を与えるための、翼平面形状の最適設計を行った。

初期サイジングは安全性及び経済性の面から多くを経験的なデータに依存しがちである。しかしながら、航空機設計におけるこの段階での最適化は、次のレイアウトの方向性を決める重要な段階であり、構造力学的な面だけでなく、燃料消費率の減少、製造コストの減少等の材料力学的、空力的かつ経済的な総合的な最適化の必要性がある。そこで、本研究では空力的計算に基づき、設計要求をみたく簡略化した構造的な制限を考慮した三次元翼平面形状の最適化を、経験的な手法を用いることなく行った。

翼平面形状の最適化の研究はこれまでもおこなわれてきている[2][3][4]。しかしながら、空力的な問題と構造的な問題において相反する問題となり、かつ一般的に非線形問題となるため、最終的な最適形状が得られにくい。そのため、各要求に対する評価方法ならびに最適化手法に対し、何らかの工夫が必要となる。そこで、本研究においては、評価方法はより単純化し、空力的には誘導抵抗を減少、翼重量は減少、燃料重量は増大させるように評価関数を構築し、最適化手法に対しては非線形形で、不連続な評価関数の分布に対してはロバスタなアルゴリズムを用いた。

最適化手法としては、本研究のように複雑な設計条件を持つ問題に対しても柔軟に対応できる遺伝的アルゴリズム(GA)[6][7]を用いた。GAは生物の進化にヒントを得た最適化アルゴリズムであり、20世紀になってHollandにより導入された比較的新しい最適化手法である。生物の進化(選択淘汰、突然変異)をもとにしており、各個体に対して、様々な環境下及び複雑な要素が絡み合う環境下において適応度の高い個体を生成することができる。実際のアルゴリズム上では計算時間がかかるという欠点はあるものの、最適解を大域的に探索でき局所解に収束しにくいという特長をもつ。

本研究は流体解析にFLO-22を用いた。完全ポテンシャル方程式による解析をおこなうことで、EulerやNavier-Stokes方程式を解くよりも流体解析に対する負担を小さくすることによって、GAの欠点である長い計算時間を短縮している。

§ 2. 構造的制限

初期サイジングにおいては、翼型、翼面荷重、推力重量比、エンジンサイズ等の数多くのパラメータがある。しかし、本研究では、設計要求として与えられる飛行速度、飛行高度、航空機設計重量などをもとに、翼のTaper比、Sweep角度をパラメータとした翼平面形状を設計し、翼の重量、及び燃料タンク容量の概算を行った。それら翼重量等の概算は統計的データに基づいているため、機体サイズ、航空機の用途により、必ずしも定量的に一致しない。そのため、定性的な計算であるが、本研究のアプローチの有効性を示すために以下のような概算法を用いた。

1. 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翼重量の概算法を用いた[5]。なお、ここで示す単位はFPSR系単位である。

翼の基本重量

最適化した翼の重量は、高揚力装置やブレーキ等の装備がつかない翼の基本重量 W_{basic} に対して行った。

$$W_{basic} = const. \times k_{n_0} k_{\lambda} k_r k_{uc} k_{st} \left\{ k_b n_{ult} (W_{des} - 0.8W_w) \right\}^{0.55} \times b^{1.675} (t/c)^{-0.45} (\cos \Lambda_{1/2})^{-1.325} \quad (1)$$

ここで、constは 8.94×10^{-4} 結合部等の重みペナルティとして、

$$k_{n_0} = 1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}} \quad (2)$$

b_{ref} は参考翼幅で6.25 ft、 b_s は構造翼幅で図1に示す半翼弦長に沿った翼幅である。

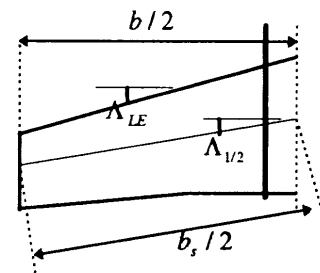


図2. 形状定義

テーパ比による翼重量への影響については、

$$k_{\lambda} = (1 + \lambda)^{0.4} \quad (3)$$

とする。

ナセルやエンジン数による曲げモーメントの補正値は k_r で、片方の翼に対しエンジン数が0の時は1.0、1基積みめるときは0.95、2基積みめるときは0.9となる。

また、それらエンジンが翼の上と下に積んでいるかで、補正値 k_{uc} はそれぞれ1.0、0.95となる。

翼のフラッターに対する剛性のため余分な荷重による補正が亜音速飛行機に対して与えられ、その補正値 k_{st} は、エンジンが0及び1基のときは、

$$k_{st} = 1 + 150 \times 10^{-5} \frac{(b \cos \Lambda_{LE})^3}{W_{des}} \left| \frac{V_D / 100}{(t/c)_r} \right|^2 \cos \Lambda_{1/2} \quad (4)$$

エンジンが2基のときは1となる。

翼に支柱がある場合の補正を k_b で行い、翼が片持ちはり場合は1とする。

ultimate load factor n_{ult} は、limit load factorの1.5倍でgust load factorよりも大きな値となる。load factor n は突風速度によって決められ、

$$n = 1 + K_G C_{L_n} \frac{1}{2} \rho_0 w_E V_E \frac{S}{W} \quad (5)$$

ここで、 K_G は突風緩和係数で、翼面荷重と飛行高度に依存する値であるが、ここでは、簡略化して次式で近似する。

$$K_G = 0.8 - \frac{1.6}{(W_{des} / S)^{3/4}} \quad \text{for } W_{des} / S > 16$$

$$K_G = 0.3 \times (W_{des} / S)^{1/4} \quad \text{for } W_{des} / S \leq 16 \quad (6)$$

C_{L_n} は揚力傾斜で、次式により求める。

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi}{2/AR + \sqrt{\frac{1}{\cos^2 \Lambda_{12}} - M_c^2 + (2/AR)^2}} \quad (7)$$

ρ_0 は海面上での空気密度、 w_E は設計突風速度、 V_E は等価空気速度、 W は航空機重量である。

以上航空機の翼の基本重量を示した。次に式中の高揚力装置、スポイラー、ブレーキを考慮した翼全体の重量を表す W_H の概算法を示す。

$$\frac{W_H}{W_G} = k_w b_s^{0.75} \left\{ 1 + \sqrt{\frac{b_{res}}{b_s}} \right\} n_{wt}^{0.55} \left(\frac{b_s}{l_r} \right)^{0.3} \quad (8)$$

ここで、 k_w は装備重量に関係した値で、軽飛行機 ($W_o < 12500\text{lb}$) では 1.25×10^{-3} 、輸送機 ($W_o > 12500\text{lb}$) では 1.79×10^{-3} 、参考翼幅 $b_{ref} = 6.25\text{ft}$ である。

2. 燃料タンク容量の概算

燃料タンク容量は線形に Sweep した翼に対し、

$$V_t = 0.54 \frac{S^2}{b} (t/c)_r \frac{1 + \lambda \sqrt{\tau} + \lambda^2 \tau}{(1 + \lambda)^2} \quad (9)$$

で与える。この概算は非常に粗い計算で、より正確な概算を行うには、構造的なレイアウトをより詳細に考慮する必要がある。

§3. 最適化

1. GAについて

遺伝的アルゴリズム (GA) は、生物進化を模倣した最適化アルゴリズムで、1975年に Holland により発表された比較的新しく、現在も発展途中中の最適化アルゴリズムの1つである。適応範囲が広いことから、様々な分野にて研究が行われている。

遺伝的アルゴリズムのもととなっている生物進化論は、ダーウィン進化理論であり、19世紀まで一般的にいわれてきたラマルクの進化論とは異なる。もっと具体的にいえば、ラマルクの進化論は「定向進化論」であり、「生物は環境に適応するように常に進化する、すなわち自己適応しており、その進化が子孫に形質遺伝として伝えられていく」というものである。しかしながら、現在主流となっているダーウィンの進化論は、「自然淘汰による進化」であり、「種は、ある方向性を持って進化するのではなくランダムに変異し、その種のいる環境において適応度の低いものは淘汰され、高いものが子孫を残し、さらに進化することができる。」というものである。

つまり、アルゴリズム上では、子孫を残す際の遺伝子のミスコピーによる突然変異、および、各世代における適応度の低い個体に対する自然淘汰を模倣することになる。

実際の自然環境と同様に、世代数が高くなるにつれ、適応度が低い個体は淘汰されていき、種全体の適応度は高くなっていく。かつ突然変異により局所解への収束及び有限個の個体数による探索範囲の限界に対する問題を解消している。しかしながらアルゴリズム上では、各世代における個体数が少ないときは局所解に収束しやすく、また、個体数が大きすぎる時には計算時間がかかるという欠点を持ち、適当な個体数を選ぶ必要がある。

遺伝的アルゴリズムの基本的な流れを示す。

1. ランダムに初期個体を生成する。
2. 各個体に対し適応度を評価をする。
3. 適応度に応じて2つの個体を選択する。

4. 遺伝子に見立てた個体形状の情報 (設計変数) を交叉し、次の世代の個体を作る。
(決められた個体数を生成する。)
5. 一部個体に対し、突然変異を行う。
(決められた世代数がかかるまで、2~5を繰り返す。)

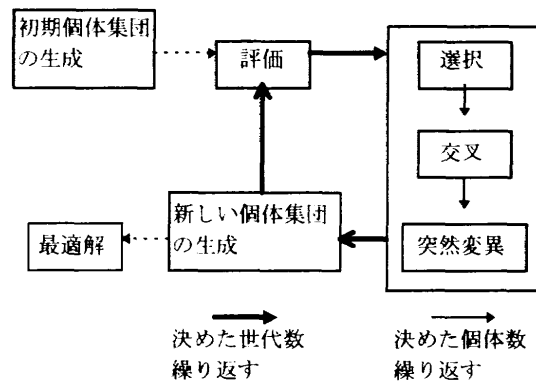


図3. 遺伝的アルゴリズムの流れ

更に、今回用いたGAの詳細について説明する。1. 評価方法について。GAにおいては、評価方法そのものが研究対象となっており、評価変数が増えるほど各変数にかかる重みを考慮せねばならずバランスよく最適化するのは難しくなる。そのため、すべての変数を一つの評価関数に組み込む方法や、変数ごとにそれぞれ分けて評価しランクをつけて次の選択、交叉を行う方法。もしくは変数にこだわらずいくつか初期個体を分け、それぞれの島で進化させた後にすべての個体を合わせる方法など、いろいろな方法が考えられている。その中で、本研究においてはプログラム上最もシンプルで、すべての変数を評価関数に組み込む方法をとった。2. 選択方法はルーレット式選択と呼ばれる適応度に比例して選択される確率が高くなる方法をとった。3. 交叉方法は一点交叉と呼ばれる方法で、遺伝子に見立てた設計変数をランダムに決めたある値で区切り、2つの個体間で足し合わせる方法をとった。尚、設計変数は実数をそのまま用いた。4. 突然変異は各世代において、5%の個体に対して行った。5. 個体数は各世代で100個体とした。この値は経験的に決定した。6. 世代数は50世代とした。この値も経験的なもので、充分収束させることができる世代数である。

2. 評価関数について

空気力学的な評価として Span efficiency Factor (SF) 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。SFは(10)式に示すようなCL、CD、アスペクト比の関数であり、SFが最大となるときに誘導抵抗が最小となる。一般的に空力の評価は揚抗比で行われることが多いが、本研究での条件において揚抗比の最適化を行うと、翼端での翼弦長がなくなり翼端が尖ってしまう翼平面形状になってしまった。これはおそらく有害抵抗を減少させるため、であろうと思われる。そのため本研究では誘導抵抗に着目した最適化を行った。

$$SF = \frac{C_L^2}{\pi C_D AR} \quad (10)$$

このSFは翼平面形状において設計変数をテーパー比のみ変えた場合、アスペクト比が6から12の間の翼で亜音速飛行においてテーパー比が約0.3前後で最大となる。このとき翼幅方向の揚力分布は楕円分布となり誘導抵抗が最小となることが知られている。実際、本研究で用いた流体解析コ

ードであるFLO-22によりSFとテーパ比の関係を見ることが出来る。図4におけるスイープ角が0度のところがSFとテーパ比のみの関係であり、テーパ比が0.3の付近で最大値を持つことが分かる。ただし、このとき翼幅は一定でテーパ比を変化させたため、アスペクト比は一定ではない。

更に構造的制限を考慮するにあたり、翼重量を低減、燃料タンク容量を増加させるように評価関数を構成した。本来、設計要求により航続距離が与えられるため、航続距離、比燃料消費率に相当する燃料があればよい。しかしながら、評価変数の値を一定値にすることは難しく、本研究においては燃料に対しても最大化を行った。最適化する翼平面形状は比較する意味も含め次の3ケースについて行った。 f は評価関数である。最適化では、すべての評価関数の値(適応度)を高くするようする。

- a. 空力のみ最適化
誘導抵抗を最小化させる。

$$f = SF \tag{11}$$

- b. 空力と翼重量の最適化
誘導抵抗を最小化、および対数の中に翼重量を分母とすることで翼重量を低減させるような関数を構築した。この関数はケースcと比較するために導入した。

$$f = SF \ln \left(1 + \frac{1}{W_w} \right) \tag{12}$$

- c. 空力、翼重量と燃料タンク容量の最適化
基本的な発想としてブレーゲの式を参考にした評価関数を構築した。ブレーゲの式は

$$R = \frac{V L}{c D} \ln \left(1 + \frac{W_f}{W_l} \right) \tag{13}$$

ここで、 V は巡航速度、 c は比燃料消費率、 W_f は燃料重量、 W_l は機体着陸重量である。もともとブレーゲの式は本研究では巡航飛行を条件としたため、 V/c の項は一定とし、空力評価の項の揚抗比をSFで置き換え、機体着陸重量を翼重量で置き換えた。

これにより、空力及び構造的制限に対する総合的な最適化を行った。

$$f = SF \ln \left(1 + \frac{W_f}{W_w} \right) \tag{14}$$

3. 評価関数の分布について

最適化を行う前に評価関数の分布を示す。最適化を行った翼平面形状より設計変数が1つ少ないスイープ角とテーパ比の2つの場合の分布であり、最適化を行った条件での評価関数の分布はもっと複雑なものとなる。

最適値は分布の頂上となるポイントで、図5より、空力的な最適値はスイープ角が0度で、テーパ比が0.2~0.3の間である。また、図4~図7まで共通して言えることだが、スイープ角の影響よりテーパ比の影響が大きい。図6からはテーパ比が小さいときに翼重量は最適値をとる。逆に図7からはテーパ比が大きいときに翼重量は最適値をとる。空力、翼重量、燃料タンク容量のすべてを考慮した総合的な最適値は、ケースcの評価関数を用いた分布を示す図8で、スイープ角は0度、テーパは0.3弱の辺りに最適値を持つことがわかる。

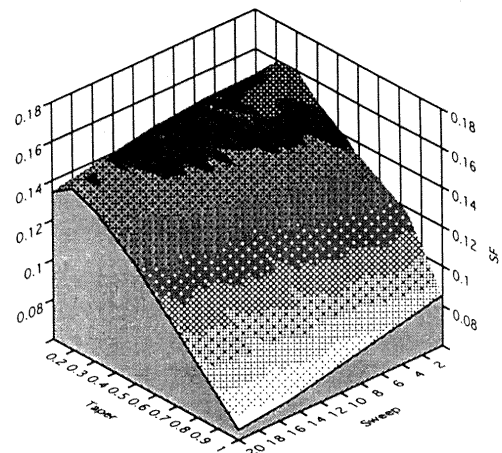


図4. 評価関数の分布 (空力)

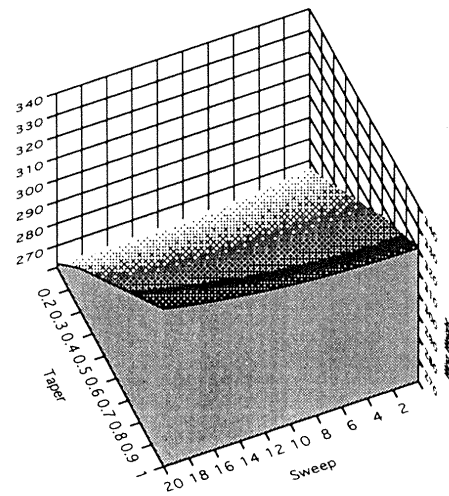


図5. 評価関数の分布 (翼重量)

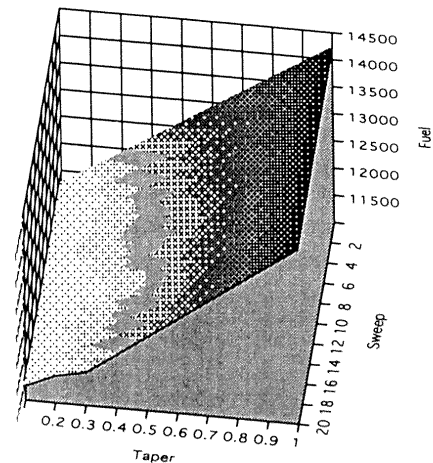


図6. 評価関数の分布 (燃料タンク容量)

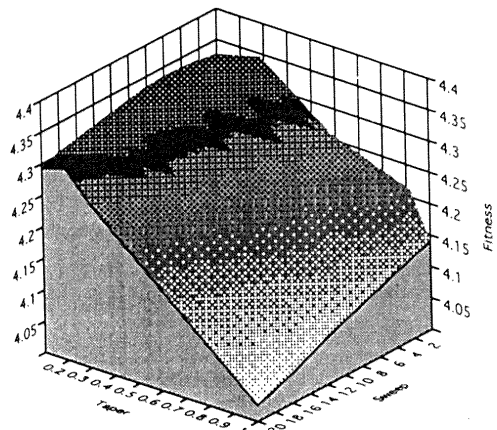


図7. 評価関数の分布 (ケースc)

§ 4. 計算モデル

本研究ではビーチエアクラフト社のボナンザ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。下に諸元の一部を挙げる。

- 乗員 最大6名
 - 全長 27.6 ft
 - 全幅 33.6 ft
 - エンジン数 プロペラ1基
 - 最大離陸重量 3650 lb
 - 燃料総量 80 US gal
- 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。

§ 5. 設計方法

設計条件は次のようである。

空力解析に対しては、数値流体計算は FLO-22[8]による解法を用いて行った。これにより、普通に Euler 方程式や Navier-Stokes 方程式を解くよりも、計算時間が短縮できる。これにより、空力計算回数が多いため全体の計算時間が長いというGAの欠点を緩和している。また、他の条件として

- マッハ数: $M = 0.3$
- 迎角: $\alpha = 6 \text{ deg}$
- 格子数: $120 \times 20 \times 20$

本研究において、遺伝子に見立てた設計変数としては Sweep angle、Chord length (2カ所) を操作した。

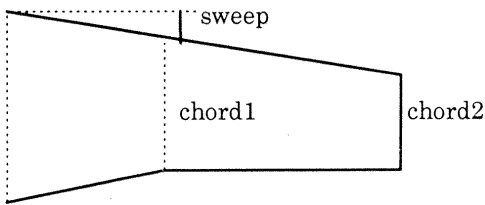


図 8. 設計変数

§ 6. 結果

先に説明した3ケースについての最適化を行った。

ビーチクラフト A36の簡略化した翼形状を図9に、最適化された翼形状を図10~12に、性能を図13に示す。ここで、使用している翼型はNACA0012である。

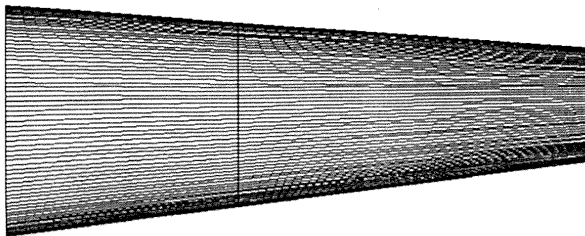


図 9. B. A36

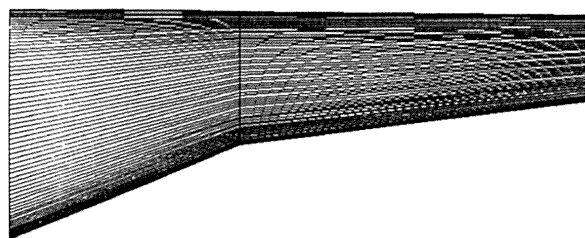


図 10. 最適化された翼平面形状 a

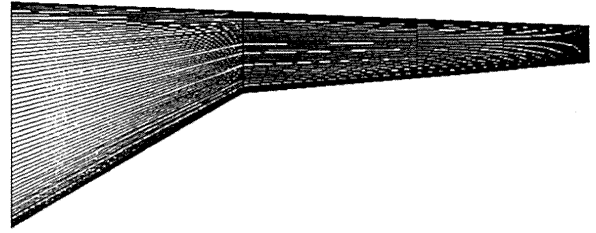


図 11. 最適化された翼平面形状 b

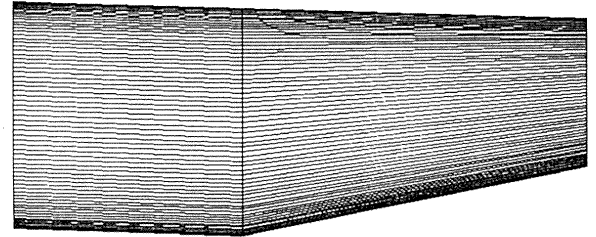


図 12. 最適化された翼平面形状 c

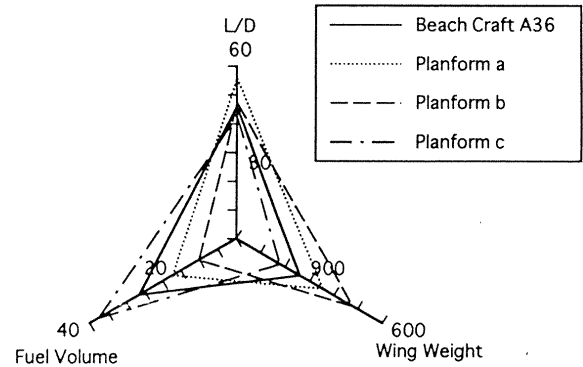


図 13. 各翼平面形状の性能

次に各翼平面形状に対する揚力分布を図14に示す。

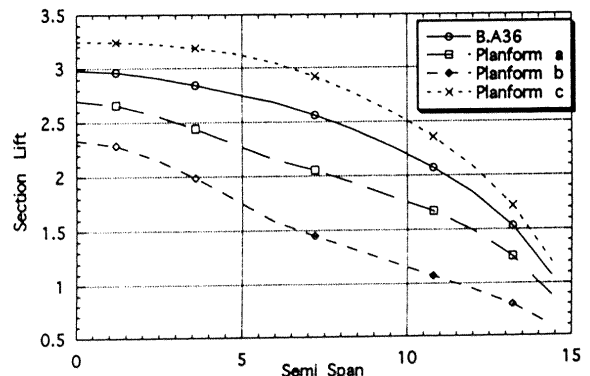


図 14. 各翼平面形状に対する翼幅方向揚力分布

図9に示したように、空力特性のみ最適化した形状aはL/Dが最もよく、そのほかの形状はほぼ同じL/Dを示す。しかしながら、図14の翼幅方向の揚力分布より、形状aの揚力が楕円分布をしているわけではなかった。また、翼弦長が小さい翼平面形状ほど揚力は小さくなっている。空力特性と翼重量を最適化した形状bは最も重量が減少しているが、考慮していない燃料タンク容量は、翼重量とは相反する要求のため小さくなった。空力、翼重量、燃料タンク容量の全てを最適化した形状cでは、燃料タンク容量は増大しているが、それと共に翼重量も増大している。これは、先に述べたように翼重量の減少と燃料タンク容量の減少は相反する要求であり、評価関数の翼重量の項による影響が弱かったものと思われる。評価関数のバランスを上手

くとることによりこの問題は解決できるものと思われる。全体として、各最適化の要求に対し遺伝的アルゴリズムが有効に働いていることが確認できる。

§ 7. 結言

初期サイジングの設計段階における翼重量、燃料タンク容量を考慮した翼平面形状最適化法を構築した。本研究は構造的制限に対して概算の計算を行い、流体解析に対しては、完全ポテンシャル方程式による解法を用いた。最適化アルゴリズムとして用いた GA は、大域解を探索でき複雑な評価関数に対しても対応できるため、設計変数として翼型やねじれ等も考慮し、構造力学的な制限を加えることも可能である。

§ 8. 参考文献

- [1]Daniel P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach," AIAA Education Series, 1992.
- [2]Sean Wakayama, "Lifting Surface Design using Multidisciplinary Optimization," Ph.D. Dissertation, Stanford Univ, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Stanford, CA, Dec. 1994.
- [3]Sean Wakayama and Ilan Kroo, "Subsonic Wing Planform Design Using Multidisciplinary Optimization," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, July-August 1995, pp. 746-753.
- [4]B. Grossman, R. T. Haftka, P.-J. Kao, D. M. Polen, M. Rais-Rohani, and J. Sobieszczyanski-Sobieski, "Integrated Aerodynamic-Structural Design of a Transport Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 12, pp. 1050-1056.
- [5]Egbert Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design," Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 1982.
- [6]L. デービス編/嘉数侑昇 他訳, "遺伝的アルゴリズムハンドブック," 森北出版, 1994.
- [7]米沢保雄, "遺伝的アルゴリズム進化理論の情報科学," 森北出版, 1993.
- [8]Antony Jameson and D.A. Caughey, "Numerical Calculation of the Transonic Flow Past a Swept Wing," New York University, 1977.