境界要素法を用いた航空機胴体形状の最適空力設計について^{*1}

Optimum Aerodynamic Design of Aircraft Fuselages Using Boundary Element Method

松本茂雄^{*2}・佐藤淳造^{*3}

Shigeo MATSUMOTO and Junzo SATO

Key Words: Aerodynamics, Fuselage Design, Boundary Element Method

Abstract

A general form of boundary element method for incompressible flow has been developed using Green's function. An integral equation of the perturbation velocity potential is obtained. On the panel-divided surfaces, this results in a set of linear algebraic equations. The pressure distribution on complete aircrafts including wing, body, and tail can be found using present method. Two examples of fuselage design problem for low drag are presented, in which the frictional drag is approximated with the local velocity and the surface area. Flexible modification of fuselage shape is obtained by using spline surfaces. One of the examples shows a practical application of the method for flow separation prediction.

1. はじめに

航空機的全抵抗に対し胴体が占める割合は大きく、抵抗軽減のために形状の良否を問うことは翼と同様に重要である。しかし一方で、航空機の胴体は定められたペイロードを収容するという役割を果たさねばならない。本研究は、いくつかの制約条件を加えながら、抵抗を最小とする胴体形状を求めることを目的とする。

諸種の空力干渉の効果を含め、ある一つの胴体形状を評価するためには、主翼、尾翼を加えた全機形態を空力的に解析する手段が必要である。本研究では、境界要素法の一つであるグリーン関数法(Morinoの方法)を用いて任意の三次元物体まわりの流れ解析を定式化し、これをパネル化された全機形態へ適用して、圧力分布、流速分布を得た。

さらに、胴体の摩擦抵抗を局所流速と表面積によって対応づけ、境界要素法による結果を用いて、抵抗を

最小とする胴体形状の最適設計を行った。試みた2つの設計例のうち1つは、胴体上の局所流速に制約を課しながら胴体表面積を最小とするものである。また、もう1つは、乱流境界層の剥離条件を含めた最適化の一例である。

記号

- C_r : 主翼翼根部弦長
- C_p : 静圧係数
- $\bar{C}_p$: 圧力回復係数
- F : 最適化目的関数
- G : ϕ のグリーン関数
- g : 最適化制約条件
- j : 胴体周方向, 主翼翼幅方向のパネル番号
- N : 機体のパネル枚数
- n : 物体表面の法線ベクトル
- n_x : 法線ベクトルの x 成分
- p : 静圧
- r_1, r_2, r_3 : 胴体断面パラメータ
- S : 流体領域の境界面
- $S_B + S_w$: 物体面および wake 面
- s : パネル表面距離
- s_1, s_2 : 表面距離の斜交二方向,
また, 胴体断面パラメータ
- T, T_{SP} : 乱流境界層の剥離を規定する量
- t : 機軸方向
- U : 流速
- U_{max} : 胴体上の流速の最大値
- u : 擾乱速度
- V_e : 流体領域
- V_{fus} : 胴体体積
- x : 最適化設計変数
- α : 迎角
- θ : 胴体周方向
- η : 主翼翼幅方向位置($=2y/b$)

*1 平成5年3月23日原稿受理

*2 東京大学大学院工学系研究科

*3 東京大学工学部航空宇宙工学科

Φ : 速度ポテンシャル

ϕ : 擾乱速度ポテンシャル

2. 境界要素法

三次元物体まわりの流れ場を支配する微分方程式に積分定理を適用し、境界上の積分方程式に変換して、境界条件とともにこれを解く方法は、境界要素法と呼ばれる。

境界要素法の一つにグリーン関数法あるいは Morino の方法^{1,2)}と呼ばれるものがある。この方法は、擾乱速度ポテンシャルについてのラプラスの方程式にグリーンの公式を適用して積分方程式を導くもので、複雑な形状に対しても容易に対応できるという特長をもつ。以下、この方法による定式化について述べる。

2.1 積分方程式の導出と境界条件 流れは非粘性、非回転、非圧縮の定常流であるとする。速度ポテンシャル Φ が存在し、擾乱速度ポテンシャル ϕ を次のように導入する。

$$\Phi = U_\infty(x + \phi) \quad (1)$$

座標軸は、第1図に示すように、常に主流の向き U_∞ を x 軸正の向きにとるものとする。 ϕ は次のラプラス型方程式を満たす。

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2)$$

流体領域 V_e を第2図のようにとり、 r, r_1 をそれぞれ V_e 内の任意の点、与えられた点(特異点)とすると、 ϕ のグリーン関数 G は、

$$G = \frac{1}{|r - r_1|} = \frac{1}{r} \quad (3)$$

$$\nabla^2 G = 0 \quad (4)$$

ϕ と G に対し、 V_e 内でグリーンの公式を適用すると、

$$\int_{V_e} (\phi \nabla^2 G - G \nabla^2 \phi) dV = \int_S \left(G \frac{\partial \phi}{\partial n} - \phi \frac{\partial G}{\partial n} \right) dS \quad (5)$$

ただし

$$S = S_1 + (S_B + S_W) + S_\infty$$

(2), (3), (4) を用いて積分を実行し、 $\varepsilon \rightarrow 0, R \rightarrow \infty$ とする。さらに、点 r_1 を物体表面あるいは wake 面へ近づけると、この面上における ϕ について次のような積分方程式が得られる。

$$2\pi\phi(r_1) = \int_{S_B + S_W} \left[\phi \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial n} \right] dS \quad (6)$$

次に、以下の4つの境界条件を考慮する。

1) 流れは物体表面に沿う。

$$(U_\infty + U_\infty \nabla \phi) \cdot n = 0$$

したがって、

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -n_x \quad (7)$$

第1図 座 標 軸

第2図 流 体 領 域

2) 無限遠で $\phi = 0$ (S_∞ 上での面積分ですでに用いた)

3) Wake には厚みがなく、主流に沿うものと仮定する。

$$n_U = -n_L, n_U \cdot U_\infty = n_L \cdot U_\infty = 0$$

したがって

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_U = - \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_L = 0 \quad (8)$$

4) Wake 上下面で圧力差がない。

$$\frac{p - p_\infty}{\rho_\infty} \cong -U_\infty \cdot u = -U_\infty^2 \frac{\partial \phi}{\partial x}$$

$$p_U = p_L$$

したがって

$$\frac{\partial \phi_U}{\partial x} = \frac{\partial \phi_L}{\partial x} \quad (9)$$

境界条件(9)は、次節2.2で用いる。(7), (8)を用いて(6)は次のようにかける。

$$\begin{aligned} 2\pi\phi - \int_{S_B} \phi \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \int_{S_W} (\phi_U - \phi_L) \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS \\ = \int_{S_B} n_x \frac{1}{r} dS \end{aligned} \quad (10)$$

$S_W^{(U)}$ は wake 上面を表す。

2.2 パネルによる離散化と空力影響係数の計算 物体表面および wake 面を四辺形パネルによって離散化させ、 ϕ の値は各パネル上一定でパネル中心におけ

る値に等しいとする。Wake パネルは、wake 放出線から主流に沿って放出される長形状のものとする。(9)より、wake 面上の $\phi_u - \phi_L$ は、wake 放出線をはさむ物体パネルの ϕ の差で近似できて、(10)は物体表面上の ϕ のみを未知数とする方程式となり、次の連立一次方程式に帰着する。

$$\sum_{i=1}^N (\delta_{ki} - C_{ki} - W_{ki}) \phi_i = b_k, \quad (11)$$

$$k=1, 2, \dots, N$$

δ_{ki} : Kronecker's delta

$$C_{ki} = \frac{1}{2\pi} \int_{Q_i} \left[\frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right]_i dS \quad (12)$$

$$W_{ki} = \frac{\pm 1}{2\pi} \int_{Q_i^{(w)}} \left[\frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right]_i dS \quad (13)$$

$$b_k = \frac{1}{2\pi} \sum_{i=1}^N \int_{Q_i} \left[n_x \left(\frac{1}{r} \right) \right]_i dS \quad (14)$$

ただし、

Q_i : 積分が実行されるパネル

$Q_i^{(w)}$: Wake パネル上面

N_w : 物体パネル N 枚のうち、wake 放出線に接する枚数

符号 $\pm$: Wake パネルに上(下)面から接するとき $+$ ($-$)

空力影響係数 C_{ki} , W_{ki} , b_k は、各パネル上で解析的に求めることが可能である²⁾。特に、四辺形パネルが平面でない場合、(11)から求まる ϕ を微分した結果は発散した。パネル面の曲がりによって、そのパネル自身の大きな誘起速度が計算結果に誤差として含まれたためと思われる。したがって、パネル面を双曲面と考え、パネル中心における双曲面への接平面上へ四頂点を投影して得られる平面四辺形上で影響係数を計算することとした。

影響係数が求まれば、LU 分解法によって連立方程式(11)を解き、 ϕ を得る。

2.3 速度ポテンシャルの微分 速度ポテンシャル ϕ は、隣りあう3枚のパネルについて表面距離 s の2次式によって次のように表されると仮定し、微分する(第3図)。

$$\phi = U_\infty(x + \phi) = as^2 + bs + c \quad (15)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial s_1} \equiv \phi_{s_1} = 2a_1s_1 + b_1 \quad (16)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial s_2} \equiv \phi_{s_2} = 2a_2s_2 + b_2 \quad (17)$$

s_1 方向に e_1 、これに直交する方向に e_2 をとり、微分値を ϕ_{e_1} , ϕ_{e_2} に直すと、圧力係数、流速ベクトルが次のように求まる。

$$C_p = 1 - \left(\frac{U}{U_\infty} \right)^2 = 1 - (\phi_{e_1}^2 + \phi_{e_2}^2) \quad (18)$$

第3図 降りあうパネルの表面距離二方向

$$\begin{aligned} \frac{U}{U_\infty} &= \phi_{e_1} e_1 + \phi_{e_2} e_2 \\ &= \phi_{e_1} \lambda_1 + \phi_{e_2} \frac{\lambda_2 - (\lambda_1 \cdot \lambda_2) \lambda_1}{\sqrt{1 - (\lambda_1 \cdot \lambda_2)^2}} \end{aligned} \quad (19)$$

3. 全機のパネル化と計算例

胴体形状の表現に関しては、最適設計への応用を念頭に入れ、自由度、任意性に富む方法を検討する必要がある。本研究においては、B-スプライン曲面を用いて胴体の表現を試みた。さらに、主翼、尾翼を付加し、全機をパネル分割して境界要素法を適用し、圧力分布等を得た。

3.1 胴体面の表現 t 方向(機軸方向)に n 個、 θ 方向(周方向)に m 個の頂点 $P_{i,j}$ ($i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m$) で作られる多面体を、それぞれの方向の次数 $k-1, l-1$ で補間する曲面の方程式は、次式で表すことができる。

$$P(t, \theta) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m N_{i-k,k}(t) N_{j-l,l}(\theta) P_{i,j} \quad (20)$$

ここで $N_{i,k}$ は正規化された $k-1$ 次の B-スプライン関数である。第4図(a)に示すように、いくつかの断面を結んだ初期多面体を作る。この多面体の頂点を $P_{i,j}$ として(20)式を用いれば、胴体面が同図(b)のように作成される。ただし、この例を含めて次数は t, θ 方向ともに2次とする。多面体頂点の座標を変えることによって、対応する胴体部分の形状を変化させることができる。

各断面には、第5図に示されるような5つのパラメータを与える。また、必要に応じて断面数を増やすことで、機軸方向の細かな形状変化が可能となる。

3.2 全機パネル化の概要 前節3.1で得られる胴体に、主翼、尾翼を付加し、翼胴、翼々の切りあい線を求めたうえで全機をパネル分割する。主翼前後縁、および主翼付近の胴体部分は細かく分割する。また、wake 放出線は次のようにとる。

- 1) 主翼後縁
- 2) 主翼後縁に続く胴体子午線

第4図 補間によって得られる胴体面
(a) 初期多面体, (b) 胴体面

第5図 胴体断面パラメータ

3) 水平尾翼後縁とこれに続く垂直尾翼上 z 一定の線

胴体のように、尖った後縁をもたない物体に対して wake 放出線を知ることは、本来非粘性流体の範囲では不可能であり、放出線が一定位置に静止している保証もないが、ここでは文献3)の仮定に従い、上記2)のように設定した。

全機のパネル分割によって一連のパネルデータ（四頂点の座標等）を得ることができ、これらを境界要素法へ渡す。

3.3 境界要素法による計算例 パネル化された機体の一例を第6図(a)に示し、境界要素法による計算結果を同図(b), (c)に示す。 j は胴体パネル列の周方向番号で、 $j=1$ が背中側、 $j=13$ が腹側である。主翼の j は、翼根から翼端に向かう翼幅方向番号である。

第6図(b)をみると、主翼付近の胴体上において流れが加速され、負圧側へ移動していることがわかる。また、垂直尾翼の存在によって、胴体背中側後部で流れが加速されている。(c)では、胴体に近い内翼部($j=1, 2$)で圧力分布に変化がみとめられる。この例では、胴体の存在によって $x/c=0.6$ あたりまで負圧側

第6図 境界要素法による計算例, $\alpha=4^\circ$
(a) 機体形状, (b) 胴体の圧力分布, $j=1 \sim 13$, (c) 主翼の圧力分布, $j=1(\eta=0.036)$, $j=2(\eta=0.044)$, $j=8(\eta=0.657)$, $j=10(\eta=0.969)$, NACA 0012 翼型

へ寄っていることが外翼部との比較からわかる。

4. 最適設計への試み

前章2および3によって得られる圧力分布、流速分布を、最適設計へ応用することを試みた。

胴体上の乱流境界層において圧力勾配の影響が小さいと仮定すると、各部に働く摩擦力は、局所流速 U および平板上の乱流境界層に対する摩擦係数 c_f を用いて近似的に求めることができ、

$$(\text{Friction}) = c_f \int \frac{1}{2} \rho U^2 dS \quad (21)$$

胴体抵抗の大部分を摩擦抗力が占めると考えれば、(21)より、

$$F = \int \left(\frac{U}{U_\infty} \right)^2 dS \quad (22)$$

を最小とすることによって、すなわち、

- 1) 局所流速を小さくする
- 2) 表面積を小さくする

等によって、抵抗の小さい機体形状をさがすことが近似的に可能と考えられる。

一方、設計上の制約条件として考慮すべきものは、

- 1) 空力的制約；胴体後端部、主翼後縁部を除き、剥離が生じないこと。
- 2) 操縦席まわりのスペース（幅、高さ）
- 3) 胴体体積に対する制約

等である。

4.1 設計例1 胴体上の局所流速に条件を課し、胴体表面積を最小とすることによって胴体形状の最適化を試みた。

4.1.1 問題の設定 「長さ5.0の胴体に対し、迎角 4° において、

胴体表面流速最大値 $U_{\max}/U_\infty \leq 1.25$

胴体体積 $V_{\text{fus}} \geq 0.8$

のもとで、胴体表面積 S_{fus} を最小とする胴体の絞り」を考える。

4.1.2 胴体変化部 第7図に示す7つの断面のうち、断面5($x=2.5$)においてパラメータ $a, b(=r_2, r_1)$ を変化させることによって、主翼後半にかけての胴体の絞りを変える。また、 $x=1.4$ に操縦席の背面を想定する。2次スプライン曲面の性質により、 $x=0.0$ から $x=1.4$ までの形状は断面5の変化によらず固定されるため、あらかじめパイロットを収容するために必要となるスペースを確保しておくことができる。

今回、 a, b の間に $b=1.4a$ の関係をもうけ、 a のみを自由に变化させるパラメータとした。ただし、この関係をもちいると $V_{\text{fus}} < 0.8$ になってしまう場合には、 $V_{\text{fus}}=0.8$ より決まる a, b の関係が $b=1.4a$ の代わりに用いられる。また、主翼、尾翼の諸元は固定した。パネル枚数は、各機体（片側）につき1226枚である。

第7図 7つの断面位置と変化断面5

る。

4.1.3 結果 第8図は、 $U_{\max}$ および S_{fus} を a に対して示した図である。ただし、 $U_{\max}$ を与える胴体パネルは、いずれの a においても主翼直上のパネル列に属している。第9図に、このパネル列の圧力分布を3組の機体について比較した結果を示す。 a を増加させることによって（絞りの程度を減少させることによって）、胴体圧力最小点がより後方へ移動し、主翼の圧力最小点との干渉が小さくなって、この図あるいは第8図に示されるように $U_{\max}$ が減少する。

第10図は、絞りの目安として胴体断面積の分布を5組の機体について示したものである。特に、第9図

第8図 $U_{\max}$ および S_{fus}

第9図 3機体の比較（胴体パネル列 $j=7$ の圧力分布）

第10図 5機体の比較（胴体断面積分布）

第11図 最適形状

の3組の機体についての圧力分布とともに断面積分布を比較すると、以下のように考察することができる。

$x/l=0.28\sim 0.38$ (主翼前～主翼0.3c) の範囲において、 $a=0.18$ (実線) と $a=0.26$ (一点鎖線) には断面積分布の大きな差異はないが、 $a=0.34$ (三点鎖線) の断面積分布は上の二者と大きく異なり、これに対応して圧力分布形状や $U_{\max}$ にかなりの差がある。しかし、これは翼前縁と圧力のピーク位置との間で圧力差に大きな違いがあるわけではなく、主翼にさしかかるまでの圧力値の違いが $U_{\max}$ の差に影響していると考えることができる。上の二者 ($a=0.18, 0.26$) の断面積が胴体前方から主翼前縁にさしかかると減少へ転じているのに対し、 $a=0.34$ はこの範囲で増加したままであるために、胴体のかかなり先端 (この例では $x/l=0.1$ あたり) から他者に比べて小さい流速を維持しており、これが $U_{\max}$ の差に影響しているものと思われる。一方、 $x/l=0.38\sim 0.65$ (主翼0.3c～主翼後) の範囲においては流速の関係が逆転し、 $a=0.34$ では絞りはじめの位置が最も後ろにあるため、圧力回復が他者に比べて遅れている。

第11図に最適形状を示す。諸値は

$$a=0.308, b=0.431,$$

$$V_{fus}=0.900, S_{fus}=7.130$$

である。

4.2 乱流境界層の剝離に対する規定 胴体上の局所流速は主翼付近で大きく、その最大値に対して主翼近くの胴体形状が主に関与している。一方、胴体の背中側や腹側の形状は、それぞれその近くの局所流速に影響を与えるが、形状の変化による局所流速の変化は主翼付近の場合に比べて小さく、(22)式の値を小さくするには表面積を小さくすればするほど (つまり、絞れば絞るほど) よいと思われる。特に胴体体積に対する制約がない場合、このような最適設計を胴体上の境界層に対する剝離の制約なしに行えば、意味のない結果を与える可能性が大きい。

圧力係数、圧力勾配などを用いて剝離点を規定する方法は、Stratford によって与えられている⁴⁾。乱流

第12図 圧力分布(実線)と T の分布(点線)
 $\alpha=4^\circ$, $Re, c_r=6\times 10^6$, 破線は $T=T_{sp}$ を表す
 (a) 胴体, $j=1, 5, 7$, (b) 主翼, $j=1, 8$

剝離点において次式が成立する。

$$(2\bar{C}_p)\left(x\frac{d\bar{C}_p}{dx}\right)^{1/2}(1-C_{pmin})^{-1/20}\left(\frac{x}{l}\right)^{-1/10} = 1.06\beta(10^{-6}Re)^{1/10} \quad (23)$$

ただし、 $\bar{C}_p$ は圧力回復係数である。

$$\bar{C}_p = \frac{p-p_0}{(1/2)\rho U_0^2} = \frac{C_p - C_{pmin}}{1 - C_{pmin}} \quad (24)$$

(添字0は圧力最小点での値を示す)

$$\beta = \begin{cases} 0.66 & (d^2p/dx^2 < 0) \\ 0.73 & (d^2p/dx^2 \geq 0) \end{cases} \quad (25)$$

また、(23)式を適用できる $\bar{C}_p$ の範囲が存在し、

$$\bar{C}_p \leq \frac{4}{7} = 0.571 \quad (26)$$

x の値は、圧力最小点までが層流、乱流のいずれであるかによって、前縁からの実際の距離 x から補正される。

(23)式の左辺、右辺をそれぞれ T, T_{sp} とし、 $T=$

T_{sp} となる点を剥離点とする。本来流線に沿って計算を進めるべきであるが、胴体、主翼のパネル列に沿って計算する。

第12図に結果の一例を示す $\beta=0.73$ とし、前縁から乱流としてある。主翼後縁部や胴体後端部など、圧力回復値の大きい位置においては、理論と実際の差が大きく、同図(b)に示されるように、 $\alpha=4^\circ$ 、 $Re=6 \times 10^6$ (C_r 基準) の条件下で主翼後縁に現実には起こりそうもない剥離が予測される。したがって、次のような方針で剥離の規定を適用した。

- 1) T を計算する範囲は、主翼後縁部、胴体後端部を除く。
- 2) 主翼、胴体ともに圧力最小点までは層流とする。

4.3 設計例2 前節の剥離条件を含めて胴体形状の最適化を試みた。機種は滑空機とし、操縦席後部から胴体後半にかけての形状を最適化する。

4.3.1 問題の設定 設定された問題の概要を第13

第13図 設計例2における問題の設定

図に示す 3つの変化断面 A, B, C をとり、各断面の形状を変化させる。

設計変数は、 $r_{1A}, r_{2A}, r_{1B}, r_{2B}, r_{3B}, r_{1C}, r_{2C}, r_{3C}$ (各断面の r_1, r_2, r_3) である。脚の収容を考慮し、 r_{3A} は固定した。機体の他の諸元を第1表にまとめて示す。

目的関数は、 $\alpha=4^\circ$ における F の値とする。

$$F = \int \left(\frac{U}{U_\infty} \right)^2 dS$$

$(U/U_\infty)^2$ の値は各パネルで一定とし、パネル面積をかけて加算する。加算の範囲は、胴体全部と主翼内翼部 $\eta \leq 0.25$ とする。

制約条件は以下のように課す。

- 1) 各断面の大きさが、前後の固定断面の間にあるよう制約する。

$$R_{1r} = 0.38 \geq r_{1A}, r_{1B}, r_{1C} \geq R_{1r} = 0.13 \quad (27)$$

$$R_{2r} = 0.23 \geq r_{2A}, r_{2B}, r_{2C} \geq R_{2r} = 0.13 \quad (28)$$

$$R_{3r} = 0.28 \geq r_{3B}, r_{3C} \geq R_{3r} = 0.13 \quad (29)$$

断面 A, B, C 間には大小についての制約はない。

- 2) $\alpha=8^\circ$ において剥離が生じないこと。

$$g = \frac{T}{T_{sp}} - 1 \leq 0 \quad (30)$$

ただし、以下の部分を除く

- ① 主翼後縁部付近；主翼より上側2列，下側1列の胴体パネル列のうち、主翼に対して $0.7C_r$ から $1.2C_r$ の間にある部分。
- ② 胴体後端部付近； $x/l \geq 0.9$ の部分。

対象となる全パネルのうち、最も大きな g の値をもつものを20枚とり、制約条件に加える。

4.3.2 最適化の方法 逐次線型計画法を用いる。 $\nabla F, \nabla g$ については、最適化を開始する前に $n+1(=$

第1表 設計例2における機体の諸元

胴体	断面	r_1	r_2	r_3	S_1	S_2	x		
	1	0.08	0.10	0.08	0.05	0.05	0.0		
	2	0.27	0.18	0.24	0.12	0.14	0.6		
	3	0.38	0.23	0.30	0.15	0.19	1.2		
	4	0.38	0.23	0.28	0.15	0.19	1.6		
	5	r_{1A}	r_{2A}	0.26	$r_{2A} \times 0.6$	$r_{2A} \times 0.7$	1.75		
	6	r_{1B}	r_{2B}	r_{3B}	$r_{2B} \times 0.6$	$r_{2B} \times 0.7$	2.0		
	7	r_{1C}	r_{2C}	r_{3C}	$r_{2C} \times 0.6$	$r_{2C} \times 0.7$	2.25		
	8	0.13	0.13	0.13	0.07	0.07	3.0		
	9	0.11	0.11	0.11	0.05	0.05	4.0		
10	0.08	0.10	0.08	0.05	0.05	5.0			
	C_T	$\Lambda_{0.25C}$	λ	AR	b	Γ	i	τ	Section
翼	1.0	5°	0.4	18.0	12.6	0°	0°	0°	NACA 0012
水平尾翼	0.45	10°	0.6	6.0	2.16	0°	0°	0°	NACA 0010
垂直尾翼	0.75	10°	0.6	4.0	1.2	0°	0°	0°	NACA 0010

第2表 初期値および最適解

	r_{1A}	r_{2A}	r_{1B}	r_{2B}	r_{3B}	r_{1C}	r_{2C}	r_{3C}	F
初期値	0.36	0.22	0.33	0.20	0.22	0.28	0.19	0.20	2.923
最適解	0.311	0.193	0.244	0.167	0.151	0.176	0.13	0.13	2.751

第14図 最適化による胴体形状の変化
(a) 初期形状, (b) 最適形状 第15図 最適胴体形状における圧力分布と T/T_{sp} の分布, $\alpha=8^\circ$, $Re, cr=6 \times 10^6$

9) 個の $x, F(x)$, 各パネルの $T/T_{sp}-1$ の組を求めておき, これから近似的に連立方程式の解として求める. あるいは繰り返しの過程で $x, F(x), T/T_{sp}-1$ を保存してゆき, $n+1$ 個以上の点を利用できるようになれば, 最小2乗法によって $\nabla F, \nabla g$ を求める^{5,6)}

4.3.3 結果 第2表に初期値および最適解を, また, 初期形状および最適形状を第14図に示す. さらにこの最適形状に対し, $\alpha=8^\circ$ における胴体圧力分布と T の分布を第15図に示す.

第15図から, 背中側 ($j=1$), 主翼付近 ($j=6, 7$), 腹側 ($j=13$) で剥離ぎりぎりまで胴体が絞られていることがわかる. 他の箇所にはまだ余裕があるため, r_1, r_2, r_3 のみならず, s_1, s_2 も変化させればさらに細かい最適化が可能と思われる. 第2表および第14図から, 背中側と腹側を比較した場合, 絞りの程度は腹側のほうが大きいといえる. また主翼付近の形状は, 初期形状からほぼ一様に絞られているが, 主翼後半部

付近で剥離の条件を適用しない部分があったため, r_{2C} は $0.13 (=R_{2r})$ まで絞られている.

5. 結 論

グリーン関数法を用いて, 定式化された境界要素法を全機形態へ適用し, 圧力分布を得た. 干渉によって負圧側へ移動した分布が翼胴結合部付近において示された. また, 境界要素法と最適化を組み合わせ, 抵抗を最小とする胴体形状の設計への応用を試みた. その際, 局所流速と表面積によって抵抗の評価を試みた. また, スプライン曲面を用いて胴体を表現し, 柔軟な形状変化を可能とした.

主翼後半にかけての胴体の絞りに着目し, 局所流速と体積に制約を課して胴体表面積の最小化を試みた一例においては, 局所流速の最大値と胴体断面積の分布との関連を考察した. 主翼より前で胴体を絞らずに断面積を増加させ, 主翼にさしかかるまで小さい流速を

維持することによって、流速の最大値が低くおさえられることがわかった。

さらに、乱流境界層の剥離条件を規定し、これを含むもう一つの最適化例を試みた。剥離条件を加えることで、より現実的な問題に対応できる可能性を示した。

参考文献

- 1) Morino, L.: A General Theory of Unsteady Compressible Potential Aerodynamics, NASA CR-2464, 1974.
- 2) Morino, L., Chen, L. T. and Suci, E. O.: Steady and Oscillatory Subsonic and Supersonic Aerodynamics around Complex Configurations, AIAA J., **13**, 3 (1975), pp. 368-374.
- 3) 柳沢三憲: 境界要素法を用いた亜音速流における三次元揚力物体に働く定常および非定常空力特性に関する研究, 東京大学学位論文, 1985.
- 4) Stratford, B. S.: The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer, J. Fluid Mech., **5**(1959), pp. 1-16, pp. 17-35.
- 5) Vanderplaats, G. N.: Approximation Concepts for Numerical Airfoil Optimization, NASA TP-1370, 1979.
- 6) Vanderplaats, G. N.: Numerical Optimization Techniques for Engineering Design, McGraw-Hill, 1984.