

相互干渉を考慮した多翼系の逆問題解法

松島紀佐¹, 高梨 進², 岩宮敏幸²

An Inverse Design Method for Multiple Wing Systems with Interaction

by

Kisa Matsushima¹, Susumu Takanashi², Toshiyuki Iwamiya²

ABSTRACT

An inverse design method that treats multiple wings (or multi components of a wing) is examined from the viewpoint of the effect of interaction among wings on a designed section shape. This new method has been devised recently by the authors on the basis of Takanashi's integral equation method. It takes into consideration the mutual interaction among wings to provide section shapes of wings which realize a specified surface pressure distribution.. This method works well on several preliminary design problems. It is found that both of aerodynamic mutual interaction and the correlation between the geometrical change of a certain wing and that of the others should be considered for efficient and accurate design.

1) はじめに

航空機の空力設計において、圧力分布を指定して翼などの航空機要素の形状を決定する逆問題は、重要な研究分野である。逆問題解法は所望の圧力分布を精度良く実現するといった設計問題に対し、少ない計算コストで解を提供する。今日に至るまでいくつかの優れた手法が提案されてきたが^{1,2)}、本論文で取り上げる積分方程式を用いるTakanashi (高梨)の方法^{3,4)}は、世界的に最も広く実用に使われている手法の一つで、柔軟性、低計算コストという優れた特徴を備えている。

ところで、従来の空力設計問題は主に流れ場にある単一の翼を対象としてきたが、多翼素翼や主翼とカナードの多翼系などの相互干渉のある流れを対象にすることで、より実用的な設計が可能であると考えられる。多翼系に対する逆問題解法による設計は、Shigemí (重見)による2次元ポテンシャル流における多翼素翼型に対する研究⁵⁾やMcDonnell-Douglas社における研究⁶⁾があるが、あまり例がないと思われる。我々は、単独翼を対象としてきたTakanashiの逆問題解法を、干渉する複数の翼形状を同時に決定できるように発展させ、設計例題に応用して新手法の精度・応用可能性を試験しつつある⁷⁾。この逆解法は3次元の亜音速・遷音速の粘性および非粘性の各種の流れに対応できる。

今回、手法の試験をかねて、相互干渉の相関の度合

が設計形状に与える影響を測った結果を報告する。

2) 逆問題の基礎方程式

多翼系に発展させた逆問題解法の簡単な概念を述べる。定式化の詳細については文献7)を参照されたい。kmax枚の翼が存在する、一様流のマッハ数 M_∞ の流れ場が微小擾乱方程式で記述出来るとし、その流れ場の微小擾乱速度ポテンシャルを ϕ^1 とする。目標圧力分布を実現する流れ場のポテンシャルを $\phi^T = \phi^1 + \Delta\phi$ としたとき、 $\Delta\phi$ の満たす方程式は(2-1)となる。 $\Delta\phi$ と ΔC_p (目標圧力分布-初期圧力分布)、 Δf (翼断面形状の変化量)は(2-2,3)の関係式で結ばれる。但し、流れ場の気体の比熱比を γ とする。

$$(\Delta\phi)_{xx} + (\Delta\phi)_{yy} + (\Delta\phi)_{zz} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{2} [(\phi^1)_x + (\Delta\phi)_x]^2 - \frac{1}{2} (\phi^1)_x^2 \right) + \Delta(h.o.t.) \quad (2-1)$$

$$-2 \frac{\beta^2}{K} (\Delta\phi(x, y, c_k \pm 0))_x = \Delta C_p_{k\pm}(x, y/\beta) \quad (k=1, 2, \dots, k \max) \quad (2-2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x} (\Delta f_{k\pm}(x, y)) = (\Delta\phi(x, y, c_k \pm 0))_z \quad (k=1, 2, \dots, k \max) \quad (2-3)$$

$$\text{Where } \beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}, \quad K = (\gamma + 1)M_\infty^2.$$

また、 C_k は翼 k が配置されている z 座標である。 ± 0 は、翼上面と下面をそれぞれ表わす。摂動量 $\Delta\phi$ が小さいとして各式の高次の項は無視できるとした。

逆問題を解くとは、 ΔC_p を与えて Δf を得ることで

ある。即ち式(2-1)を境界条件(2-2)の下に解き、得られた $\Delta\phi$ を(2-3)の右辺に代入して Δf の微分式を解くわけである。(2-3)の式から Δf を決定するためには Δf に対する拘束条件が必要である。その条件として、翼 k ($k=1,2,\dots,k_{\max}$)後縁の厚みを指定する。

3) 逆問題解法を用いた翼設計の手順

設計法は、目標圧力分布と現在値の差を見ながら、逆問題を反復して解く残差修正法である。任意の初期形状から出発し、翼形状を逐次修正しながら反復を重ねることで目的の形状を得るわけである。以下に、逆問題解法と格子生成や流れ場解析等のCFD手法とを組み合わせて反復を行うため、構築した手順を図1に示す。

- ① 実現したい各翼の目標圧力分布 $C_{p_k}^T$ を決める。
- ② 翼の初期形状 f_k^0 を定義する。
- ③ 翼回りに格子生成を行う。
- ④ 時間平均Navier-Stokes方程式を基礎式とした流れ場のシミュレーションを行い f_k^n に対する圧力分布 $C_{p_k}^n$ を求める。もし、 $C_{p_k}^n \neq C_{p_k}^T$ に収束したとみなせれば、 $f_k = f_k^n$ として反復終了。
- ⑤ $\Delta C_p = C_{p_k}^T - C_{p_k}^n$ を入力データとして逆問題を解き修正量 Δf_k を得る。 $f_k^{n+1} = f_k^n + \Delta f_k$ として③に戻る。

4) 適用例と計算結果

相互干渉の設計に与える影響を考察することを目的に、図2に示すような2種の2枚翼システムに対し、同一の圧力分布を目標とした設計を試みる。2枚の翼がある程度の距離をおいて互いに干渉する、2次元な流れ場である。初期形状は前後の翼型とも迎角 0° のNACA0012翼型である。例題1はタンデム、例題2はフラップ付翼を単純化したものとみなすことができる。また、次節では単独翼として設計した場合との比較を行う。文献9)に従い、3次元の逆解法を2次元の流れ解析と組み合わせて翼型の設計を行う。流れ場の条件は $M_\infty = 0.6$, $Re = 10^6$ とする。

例題1 本手法の精度を確認するため、既知の形状で求めた圧力分布を目標圧力分布として与える。図2の上の断面形状に示されたようにおかれた2枚の迎角 2.5° のRAE2822翼型を既知(目標形状)とした。前後の翼の間隔は $\Delta x = 1.0$, $\Delta z = 0.087$ である。

設計の履歴を図3に示す。実線で示された圧力分布が目標値である。前後の各々の翼の C_p 分布と断面形状の変化が示されている。'+','x'印がNavier-Stokesシミュレーションの結果で、'+'が上面の、'x'が下面の C_p 分布を表わしている。左端が初期状態である。対称翼型であるが、2枚の翼が干渉するため、初期揚力は負である(上面より下面の圧力のほうが低い)。特に後方の翼は前方翼の吹き降ろしの効果を強く受けていることがわかる。続いて、1,3,5回目の形状修正後の実現圧力分布と目標圧力分布との対比が示されている。1回の反復後、かなり目標に近い解が得られ、5回の反復で、目標圧力分布をほぼ実現する形状が得られた。図4に目標形状と設計形状をプロットした。実形状とZ方向(翼の厚み方向)に5倍に拡大したものである。非常に良く一致しており、手法の精度の良いことがわかる。図5に、例題2(後に述べる)の結果とともに、初期と設計後の形状変化を示した。本手法によりかなり大胆な形状修正が可能であること・手法の強靭さがわかる。

例題2 前方翼はコード長1.0、後方はコード長0.35の小翼、前後の翼の間隔は $\Delta x = 0.1$, $\Delta z = 0.01$ である。目標圧力分布は例題1と共通である。図6に初期状態と設計後の圧力分布と形状の様子を示す。初期の揚力から、後方翼は前方翼の吹き降ろしの効果を強く受けていることがわかる。5回の反復で設計を終了したが、より良い収束精度を望むなら更に1,2回反復が必要であろう。例題1と2では翼相互の干渉の様子が異なるため、前方翼の後縁の形状、後方翼の厚み・迎角など設計形状も大きく異なっている。(図5、図7の左を参照)

5) 単独翼設計の場合との比較

相互干渉の影響を観るため、単独翼の場合の設計との比較を行う。例題1と同一の目標圧力分布を2枚の単独翼それぞれに与える。図7に、得られた形状(一点鎖線)と設計収束時の実現圧力分布の状況とを示した。翼型形状は複数翼設計例題の結果(破線)と比較対照されている。実形状とz方向に5倍に拡大したものであるが、相互干渉の影響を取り入れる事によって、前方翼の後縁の形状と迎角に違いが生じ、後方翼においては翼厚と迎角が明らかに増大することが認められる。

もちろん、単独翼の逆問題ソルバーを利用した多翼系の設計は不可能ではない。各反復ループにお

いて、各々の翼の設計は単独で行うが、流れ場の解析を系全体で行い、その結果の圧力分布を再び逆問題ソルバーに与えることで、流れ場を介しての相互干渉の影響を取り込む事が出来る。しかし、この相互干渉には、設計することによって起こる、各翼の形状変化が自分以外の翼に与える影響は含まれていない。つまり、ある段階で、後方翼がうまく設計出来たとしても、後方翼の形状変化のため、それまで望ましかった前方翼の圧力分布がこわされる可能性があるわけである。そこで、また反復設計を繰り返すことになるのであるが、必ずしも収束解が得られるとは限らない。ここに、各翼の形状変化の相互作用まで考慮して複数翼の形状を同時に決定する逆問題ソルバーの実用上の必要性が認められる。

6) まとめ

多翼系の流れ場において、翼相互の干渉効果を取り入れた逆問題解法による、複数翼の断面形状の空力設計の実験を行った。同一の目標圧力分布を異なる相互作用を持つ系に与えて空力設計を実施したところ、設計形状に明らかな差異が認められ、相互干渉を考慮することが重要であることが示された。

参考文献

- 1) Laburujere, Th. E. and Slooff, J. W.: Computational Methods for the Aerodynamic Design of Aircraft Components, Annu. Rev. Fluid Mech., 25 (1993), pp. 183-214.
- 2) Dulikravich, G. S.: Shape Inverse Design and Optimization for Three-Dimensional Aerodynamics, AIAA-95-0695, 1995.
- 3) Takanashi, S.: Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations, J. Aircraft, Vol.22, No.8, pp. 655-660, 1985.
- 4) Fujii, K. and Takanashi, S.: Aerodynamic Aircraft Design Methods and Their Notable Applications, ICIDES-III, pp.31-45, 1991, and References Therein
- 5) Shigemitsu, M.: A Solution of Inverse Problems for Multi-Element Aerofoils through Application of Panel Method, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sciences, Vol. 28, No. 80, 1985.
- 6) Narramore, J.C. and Beaty, T.D.: An Inverse Method for Multielement High-Lift Systems, AIAA paper 75-879, 1975.
- 7) Matsushima, K. and Takanashi, S.: An Inverse Design Method for Transonic Multiple Wing Systems on Integral Equations, AIAA paper 96-2465, 1996.
- 8) Fujii, K. and Obayashi, S.: High Resolution Upwind Scheme for Vortical Flow Simulations, Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 12, 1989.
- 9) Hirose, N., Takanashi, S. and Kawai, N.: Transonic Airfoil Design Based on Navier-Stokes Equation to Attain Arbitrarily Specified Pressure Distribution - an Iterative Procedure, AIAA-85-1592, 1985.

残差修正反復法

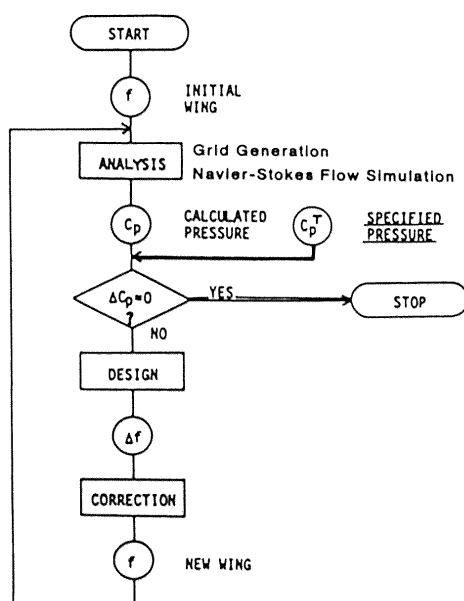
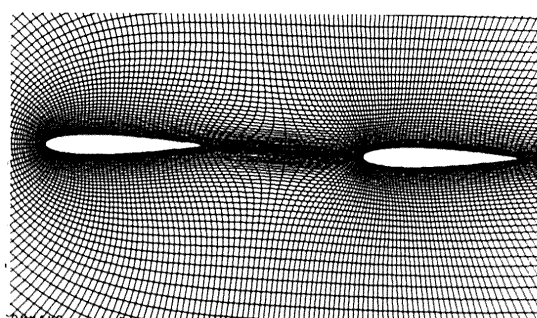
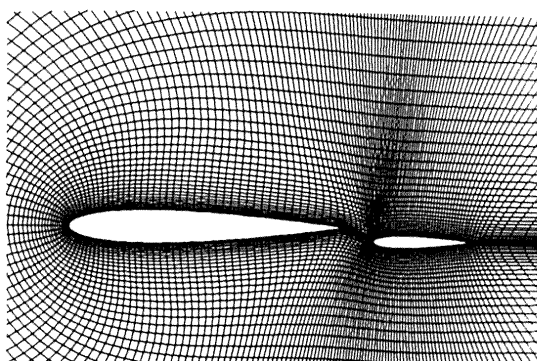


図1 逆問題解法による空力設計の手順



例題1 TANDEMシステム



例題2 FLAP付き翼システム

図2 初期翼断面形状

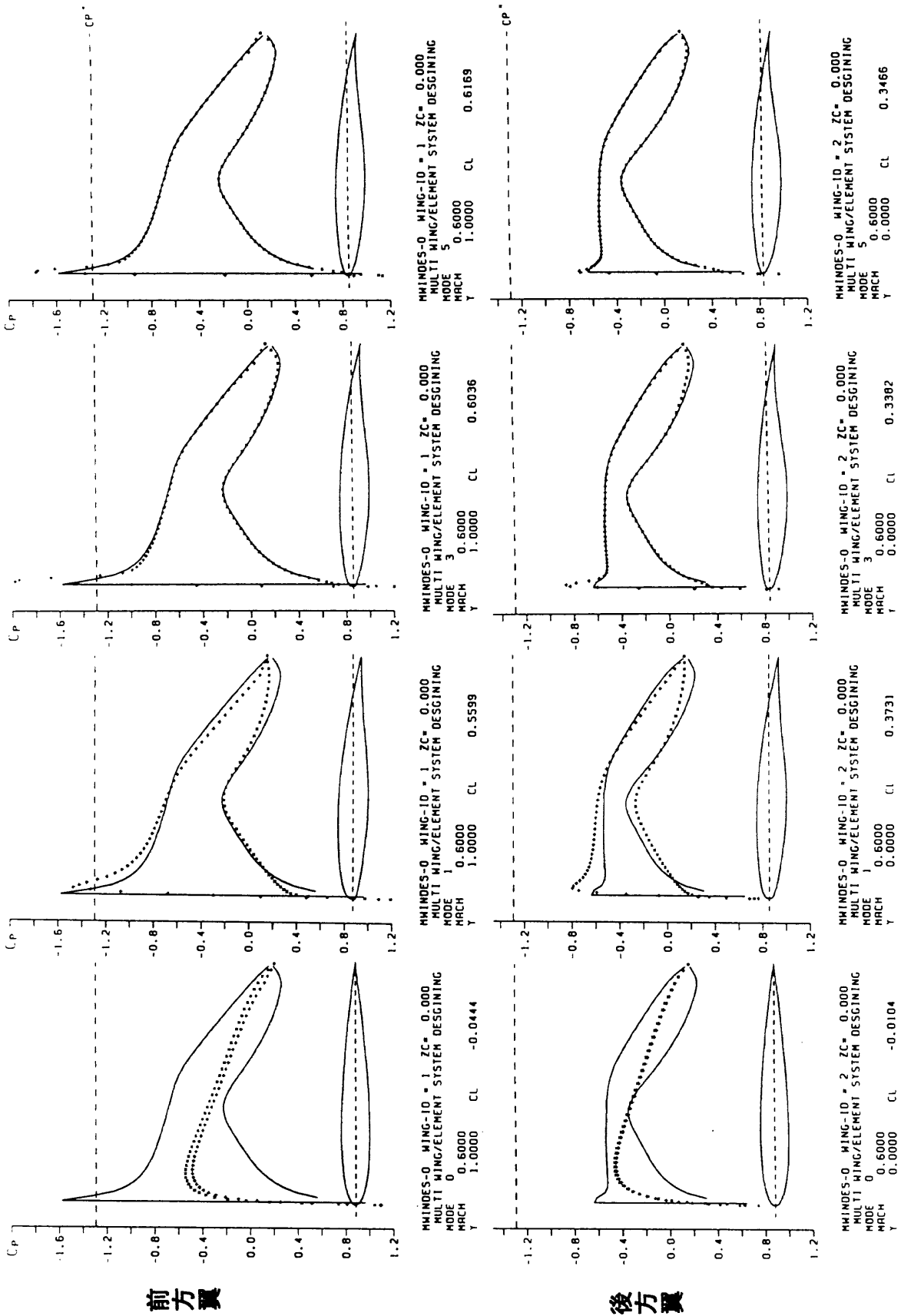


図3 例題1の設計履歴(0, 1, 3, 5反復後の形状と圧力分布)

Mach数=0.60 Re=10⁵; 実線 目標圧力分布
記号(+, X) 実現圧力分布

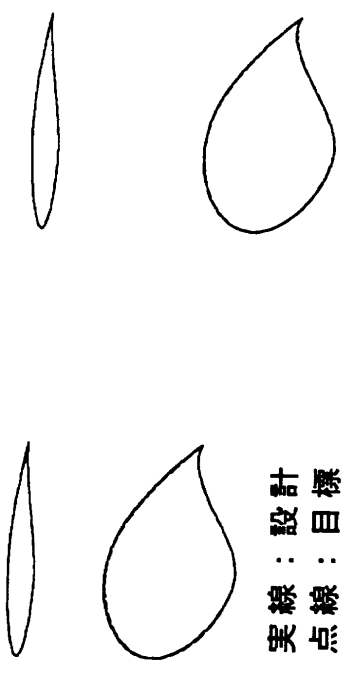
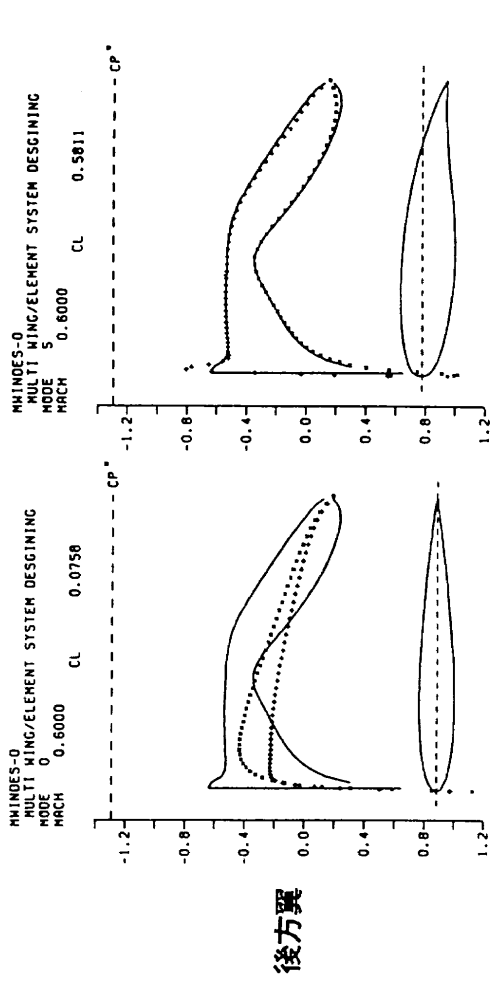
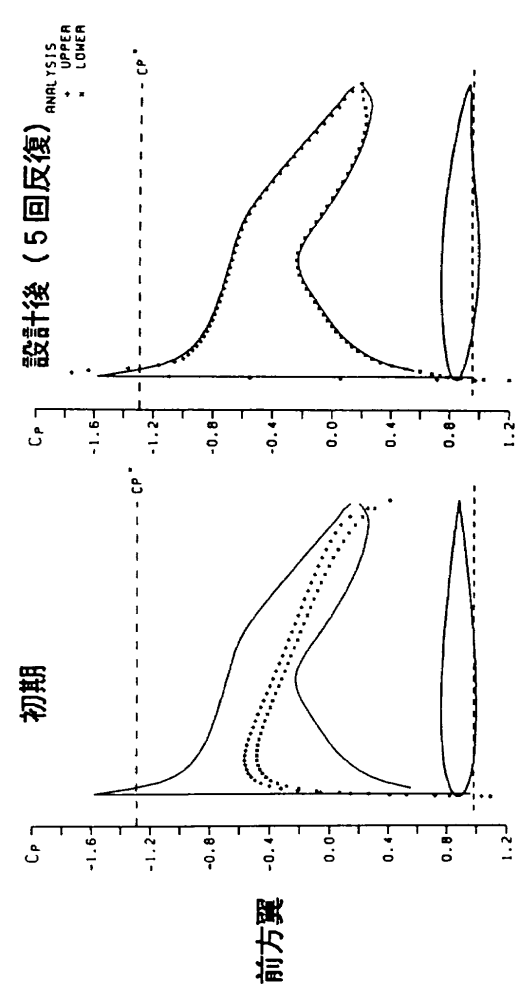


図4 例題1において設計形状と目標形状との比較



図5 例題1,2において設計形状と初期形状の比較



MHINDES-0
MULTI WING/ELEMENT SYSTEM DESIGNING
MODE 5
MACH 0.6000 CL 0.0756

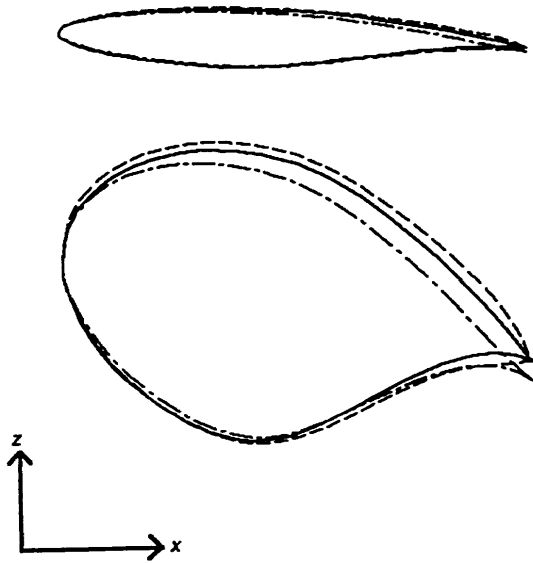
MHINDES-0
MULTI WING/ELEMENT SYSTEM DESIGNING
MODE 5
MACH 0.6000 CL 0.5811

MHINDES-0
MULTI WING/ELEMENT SYSTEM DESIGNING
MODE 5
MACH 0.6000 CL -0.0361 CD

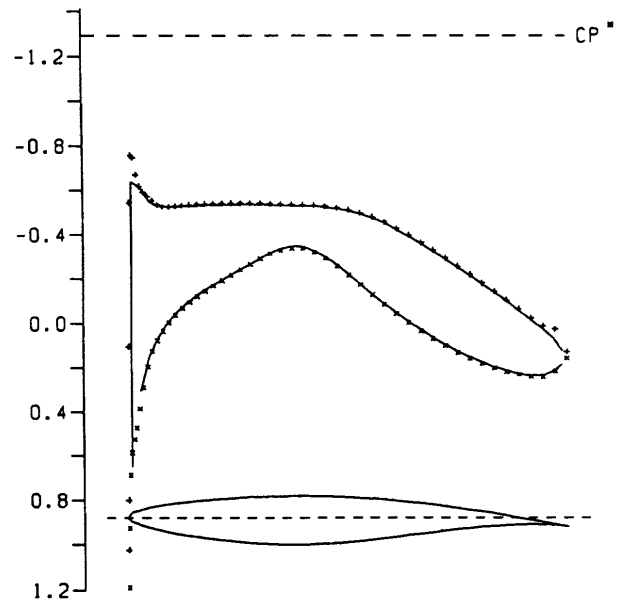
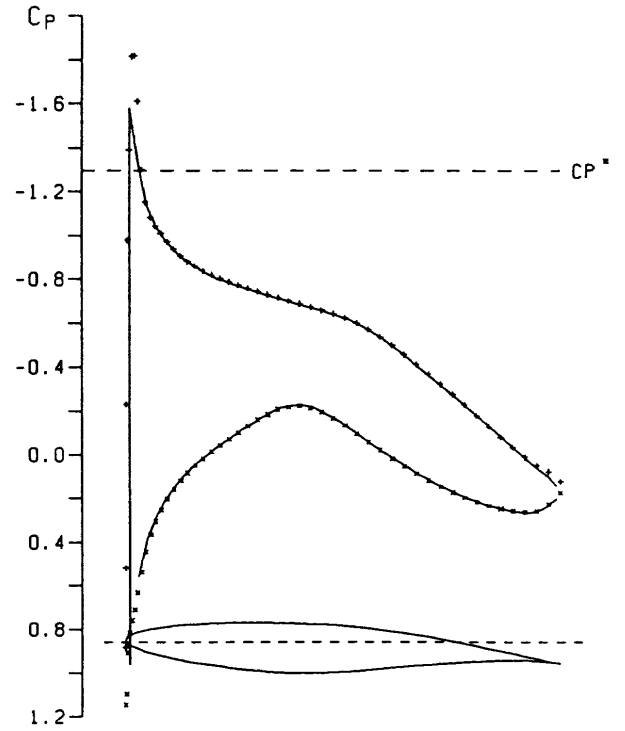
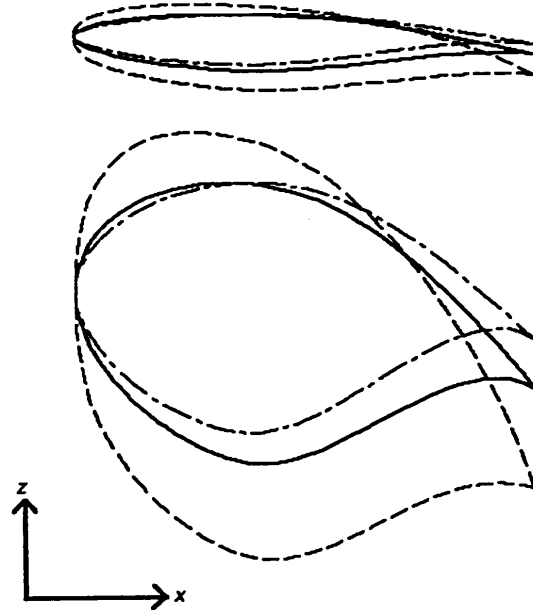
MHINDES-0
MULTI WING/ELEMENT SYSTEM DESIGNING
MODE 5
MACH 0.6000 CL 0.1231

図6 例題2の設計履歴(初期と5回反復後の形状と圧力分布)
Mach数=0.60 Re=10⁶; 実線 目標圧力分布
記号(+, X) 実現圧力分布

前方翼



後方翼



WINDES-22
SINGLE WING DESINGING PROCESS 1
MODE 5
MACH 0.6000

設計後の形状比較

実線：TANDEMシステム

点線：FLAP付き翼システム

一点鎖線：単独翼

単独翼設計の際の収束状況

図7 単独翼設計との比較