

## 三次元遷音速逆解法を用いた翼の設計と風洞試験

巽 重文\* 高梨 進\*\*

### A Wing Design Based on the Three-Dimensional Transonic Inverse Method and the Comparison with the Wind Tunnel Testing Data

Shigefumi TATSUMI  
Mitsubishi Heavy Industries Ltd.

Susumu TAKANASHI  
National Aerospace Laboratory

#### ABSTRACT

Along with the recent progress in computational aerodynamics, aircraft designers have paid great attention to inverse methods. Inverse methods, which determine wing geometries under prescribed target pressure distributions, are considered important design techniques because of the applicabilities of experience and knowledge of aircraft designers.

Although several two-dimensional methods have already been established, there exist only a few reports about three-dimensional transonic inverse methods, and the three-dimensional technique has not been established yet.

This report describes wing design by the three-dimensional transonic inverse method using the integral equation formulation which was developed by one of the authors. The method has the great advantage that various flow-solvers can be applied.

Also wind tunnel testing was conducted with the designed wing to investigate the capability of the method. The comparison of design and test results shows a good agreement and the method proves to be very effective in three-dimensional transonic wing design.

#### 1. はじめに

近年の計算空気力学の発達に伴って、航空機の空力設計の分野では、既知の機体形状のまわりの流れ場を解いて空力特性を求める解析計算のみならず、空力特性（例えば、巡航点における翼面上の目標圧力分布）を与えてそれを実現する機体形状を計算で

求めるいわゆる逆解法計算が注目を浴びてきている。この方法は設計者の空力知識を例えば目標圧力分布という形で生かして翼形状を求めることができるため、翼形状の有力な設計手段として用いられているものである。

二次元の場合には既にいくつかの確立された手法が存在するが、三次元遷音速逆解法としては公表論文も少なく、然もその適用例の殆んどが解析計算によって求めた圧力分布を部分的に小修正したものを目標圧力分布として翼を設計しているにすぎなく三

\* 三菱重工業株式会社

\*\* 航空宇宙技術研究所

次元翼設計の手段として確立されるには至っていない<sup>1)</sup>

これを受けて筆者の一人が最近開発した方法は、逆解法（設計計算）ルーチンに三次元遷音速積分方程式による定式化を採用し、順解法（解析計算）ルーチンには既存の任意のFLOW-SOLVERを適用して順逆交互反復法により翼形状を求めていく手法で、目標圧力分布の与え方が初期翼形状に左右されることもなく設計対象に最も適したFLOW-SOLVERを設計計算に組み込める等の高い潜在能力を有するものである<sup>2)</sup>

ここでは、この手法を用いた航空機の主翼設計を取りあげ、実際に模型を製作し風洞試験を実施して同設計手法の有効性の確認を行なった結果について報告する。

## 2. 設計手法

三次元翼設計における三次元翼逆解法の位置づけを示すと図1のようになる。

まず航空機の設計仕様が与えられると、それに基づいたパラメトリック・スタディによる主翼平面形、翼厚分布、空力荷重分布の検討や過去の経験及び各種空力設計法を背景とする空力設計思想等から主翼の設計目標（例えば巡航状態における抵抗値や抵抗発散マッハ数の目標）を定め、三次元翼設計点（例えば巡航点で、マッハ数と揚力の組み合わせで定義される）が設定される。三次元翼設計点が決まると、翼の後退角や先細比を考慮して、基本翼断面設計点を設定し、要求性能を満たすような二次元目標圧力分布を定める。基本翼断面については、二次元翼逆

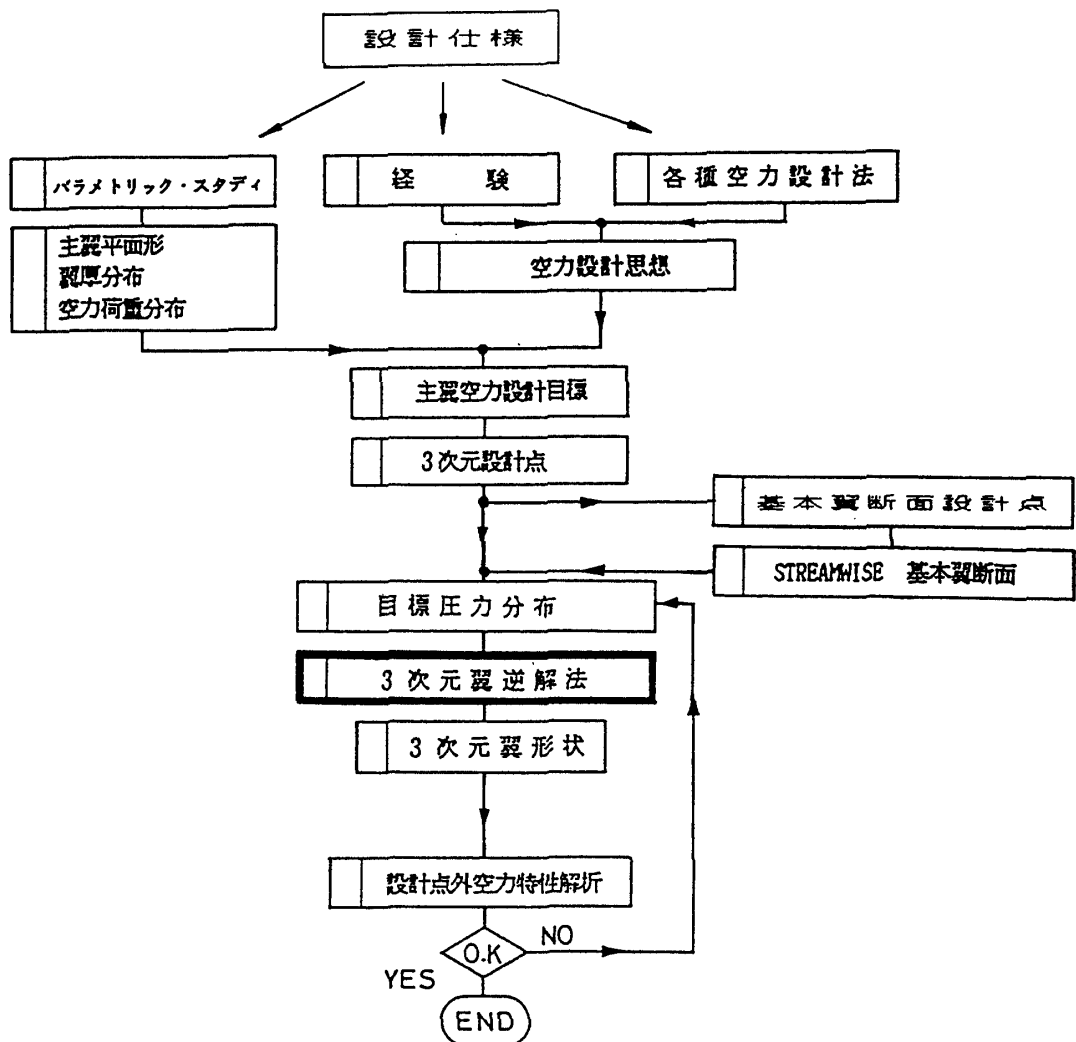


図1 三次元翼設計の流れ

解法を用いてこの目標圧力分布を実現する形状を求める。

三次元翼の目標圧力分布の設定にあたっては、基本翼断面の空力的性能が翼幅方向に損失が少なく実現されるよう基本翼断面の圧力分布をもとに、後退角、先細比等を考慮して翼平面形上に目標圧力分布

を配置する。三次元目標圧力分布が定まると、次の段階として三次元翼逆解法を用いて翼形状を求める。

設計点において目標圧力分布を実現する三次元翼形状が求めれば、次にその翼に関する設計点以外での空力特性（巡航状態以外の上昇、下降、運動状態の空力特性で例えば失速特性や亜音速抵抗レベル）

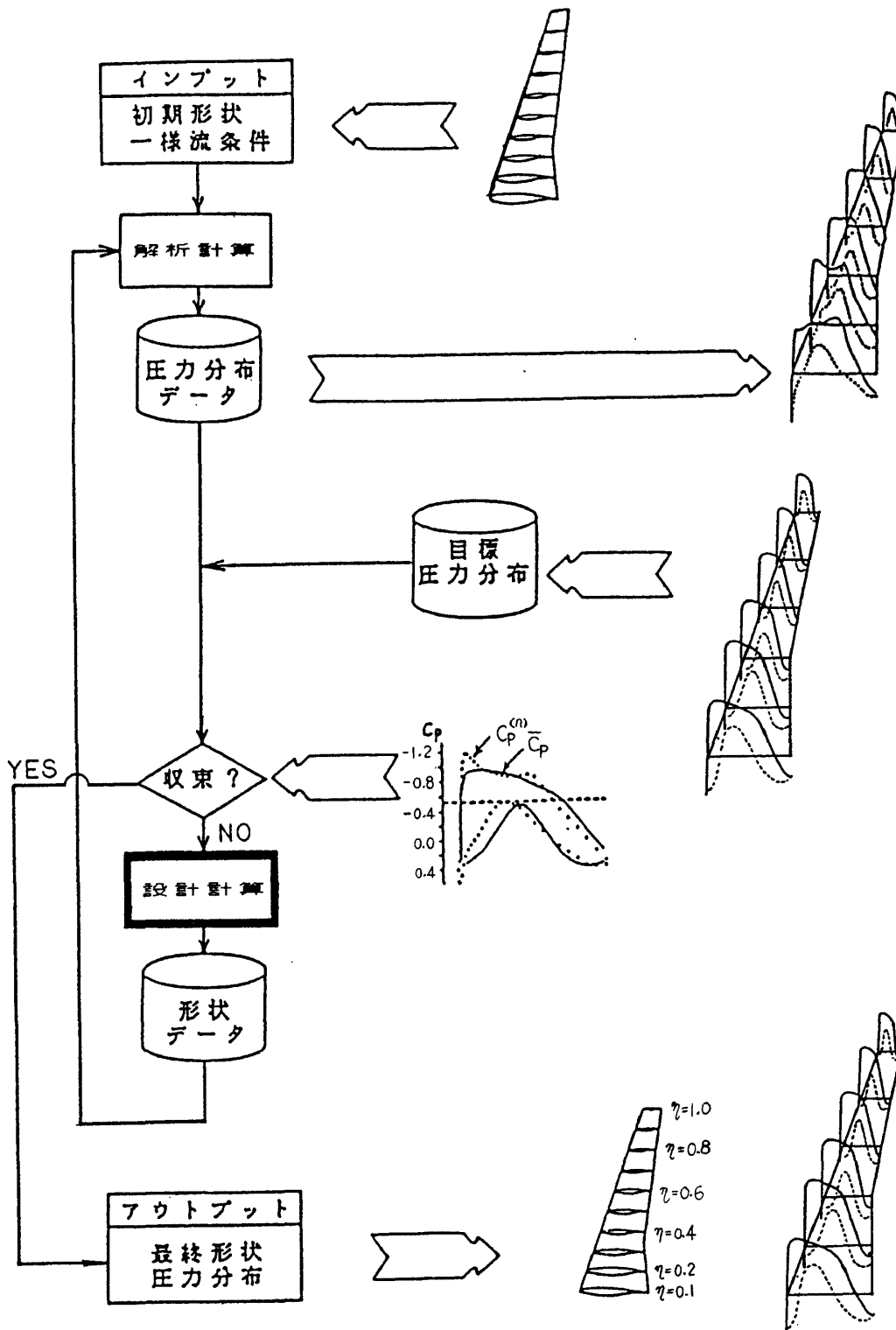


図2 三次元遷音速逆解法計算のフローチャート

を解析計算により調べて不具合が無いかどうかを検討し、それも考慮して設計点における目標圧力分布を修正し、三次元翼の設計過程を繰り返して最終的な翼形状を得ることにより設計を終了する。

図2に設計計算法の中核となる三次元翼逆解法の計算フローチャートを示す。入力としては翼の平面形、初期翼形状、設計マッハ数、翼上下面の目標圧力分布を与え、まず解析計算によって初期翼面上の圧力分布を求める。前述の如く解析計算には任意のFLOW-SOLVERが適用できる。次に求めた圧力分布と目標圧力分布との差を用いて設計計算を行ない、翼形状の修正量を求める。例えばn回目の繰り返しの後に得られた圧力分布を $C_p^{(n)}$ 、目標圧力分布を $\bar{C}_p$ とすると、その差 $\Delta C_p^{(n)} = \bar{C}_p - C_p^{(n)}$ を用いて逆解法計算を行ない、翼形状の修正量 $\Delta f^{(n)}$ を求めるわけである。

そして、この修正量を初期翼形状に加えた新しい翼形状について解析計算を行なって再び翼面上の圧力分布を求め、それが目標圧力分布に十分に近づくまでこの繰り返し作業を続けていく。通常、5~6回の繰り返して目標圧力分布を実現する三次元翼形状が求められる。

今回用いた三次元遷音速逆解法の理論の概略を図

3に示す。解析計算では三次元遷音速フルポテンシャル流方程式を解き<sup>3)</sup>、設計計算にはグリーンの定理による変換を用いた積分方程式を適用した順逆交互反復法である。理論の詳細については本論文集[2-16]を参照されたい。

### 3. 翼の設計

翼の設計にあたっては、図1に示す三次元翼設計の流れに基いて、最近の民間ジェット輸送機の代表的な設計仕様を例にとり、まず巡航状態で望ましい空力特性を有する基本翼断面圧力分布を設定した。次にこの翼断面空力特性が翼幅方向に空力上の損失が少なく一様に実現されるように等圧線設計を行なって三次元目標圧力分布を定めた。

図4に、今回設計に用いた翼の平面形状を示す。また図5に三次元目標圧力分布(実線)と初期翼形状、ならびに初期翼面上の圧力分布を解析計算で求めたもの(破線)を示す。目標圧力分布について述べると、設計マッハ数は0.77で、翼上面は超音速部分と亜音速部分を有する衝撃波無しのSupercritical圧力分布、翼下面は前縁と後縁の両方でバランスよく揚力を得るForward & Rearward Loadingの圧力分布としている。

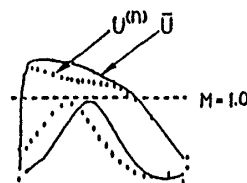
#### ANALYSIS

3-D. TRANSONIC FULL POTENTIAL EQ.

$$(\alpha^2 - u^2)\phi_{xx} + (\alpha^2 - v^2)\phi_{yy} + (\alpha^2 - w^2)\phi_{zz} - 2uv\phi_{xy} - 2vw\phi_{yz} - 2wu\phi_{zx} = 0$$

#### VELOCITY DISTRIBUTION

$$\Delta U^{(n)} = U - \bar{U} \quad \begin{cases} U^{(n)} : \text{VEL. DIST. after n-th iteration} \\ \bar{U} : \text{TARGET VEL. DIST.} \end{cases}$$



#### Symbols

- $M_\infty$  : Free Stream Mach No.
- $U$  : Local Vel.
- $S$  : Wing Surface
- $V$  : Flow Domain
- $\gamma$  : Specific Heats ratio
- $\phi$  : Vel. Potential
- $\phi_x$  :  $\partial\phi/\partial x$
- $\phi_{xx}$  :  $\partial^2\phi/\partial x^2$
- $x, y, z$  : Point on  $S$  and in  $V$
- $\xi, \eta, \zeta$  : Point where  $\Delta U^{(n)}$  is estimated

#### DESIGN

$$\Delta U^{(n)} = \underbrace{-\frac{1}{4\pi} \int_S \psi_x \Delta f_x^{(n)} ds}_{\text{Incomp. Linear Term}} + \underbrace{\frac{1}{2} \cdot \frac{(\gamma+1)M_\infty^2}{1-M_\infty^2} (\bar{U}^2 - U^{(n)2}) + \frac{1}{4\pi} \cdot \frac{(\gamma+1)M_\infty^2}{1-M_\infty^2} \iiint_V \psi_{\xi x} \cdot \frac{1}{2} (\bar{U}^2 - U^{(n)2}) dV}_{\text{Nonlinear Term}}$$

$$\psi = \left[ (x-\xi)^2 + (1-M_\infty^2)(y-\eta)^2 + (1-M_\infty^2)(z-\zeta)^2 \right]^{-\frac{1}{2}}$$

$f$  = SHAPE Fn.

#### GEOM. MODIFICATION

$$f^{(n+1)} = f^{(n)} + \Delta f^{(n)}$$

図3 三次元遷音速逆解法

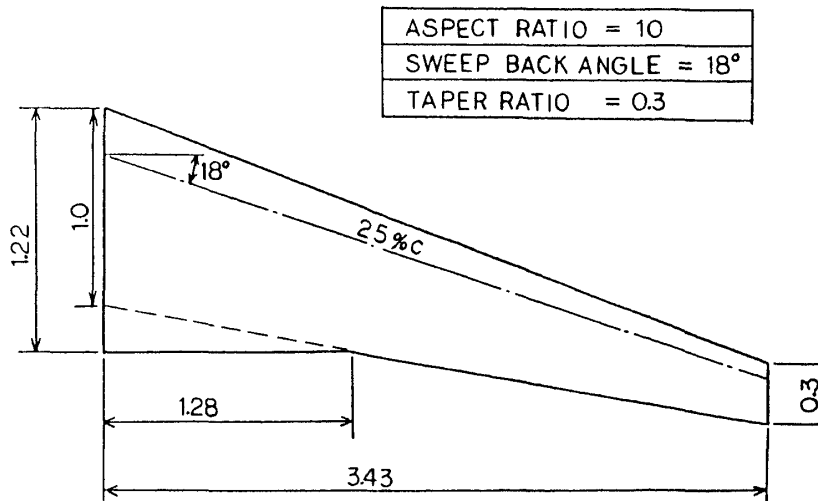


図4 三次元翼平面形状

翼の設計計算にあたっては、翼幅方向の11断面において、翼弦方向の目標圧力分布を与えて翼の断面形状を求めた。図中の $\eta$ は翼幅方向の距離を半翼幅で無次元化した値を示しており、 $\eta = 0.1$ は翼と胴体の接合線を表わし、 $\eta = 1.0$ は翼端を表わす。尚、今回は三次元翼遷音速フルポテンシャル流解法を解析計算に用いたので主翼のみ存在しているものとして設計計算を行なった。

図6は解析計算・設計計算のルーチンを3回繰り返した段階の翼上下面の圧力分布及び翼形状の収束状況を示す。翼前縁から後縁に至るまで全て亜音速の目標圧力分布を与えた下面側の収束が早く、Supercritical 圧力分布を与えた上面側の収束が相対的に遅い。

更に3回、解析・設計のルーチンを繰り返して最終的に圧力分布が収束した状況およびその時の翼形状を図7に示す。このように翼根から翼端に至るまで、設計者が意図した三次元翼面上の目標圧力分布を実現するような翼形状を設計計算上求めることができる。

図8は $\eta = 0.2$ の翼断面に注目して、目標圧力分布への収束状況および翼形状の変化を示したものである。目標圧力分布に収束するに従って最大厚みが翼断面中央に後退して、上面後縁付近の曲率がやや大きくなり、下面側では前縁付近と後縁付近が凹んで全体として少々迎角が大きくなっていく様子がわ

かる。

このようにしてでき上がった三次元翼の翼幅方向の空力的振り分布および厚み分布を表わしたものが図9である。ここに空力的振り分布とは、各翼幅方向位置での翼断面の反りと幾何学的振りを等価な平板翼の幾何学的振りに置き換えた分布のことをいい、翼幅方向の揚力分布と密接な関係にある。図中、実線は三次元遷音速逆解法計算により求めたままの翼形状の振り分布および厚み分布を示しているが、翼の振り、反り、迎角の全てを用いて翼幅方向に一樣な目標圧力分布を実現するために $\eta = 0.7$ 付近より外翼側で空力的に振り上がって厚み比も増した形状となっている。このままでは設計点よりも高い揚力において翼端から先に失速することを考慮して、風試模形を設計するにあたっては設計点外の空力特性解析を行なって翼形状に修正を施した。具体的には三次元遷音速逆解法で得られた翼形状をできるだけ損なわないことを考慮して、図9の破線に示すように外翼側を空力的に振り下げ、厚み比も内翼側に合わせるようにして三次元翼形状をまとめた。従って最終的にでき上がった翼は $\eta = 0.7$ より内翼側においては等圧線設計を忠実に実現し、 $\eta = 0.7$ より外翼側においては等圧線設計の思想からは逸脱した設計となっている。

以上の結果でき上がった三次元翼の最終形状を図10に示す。

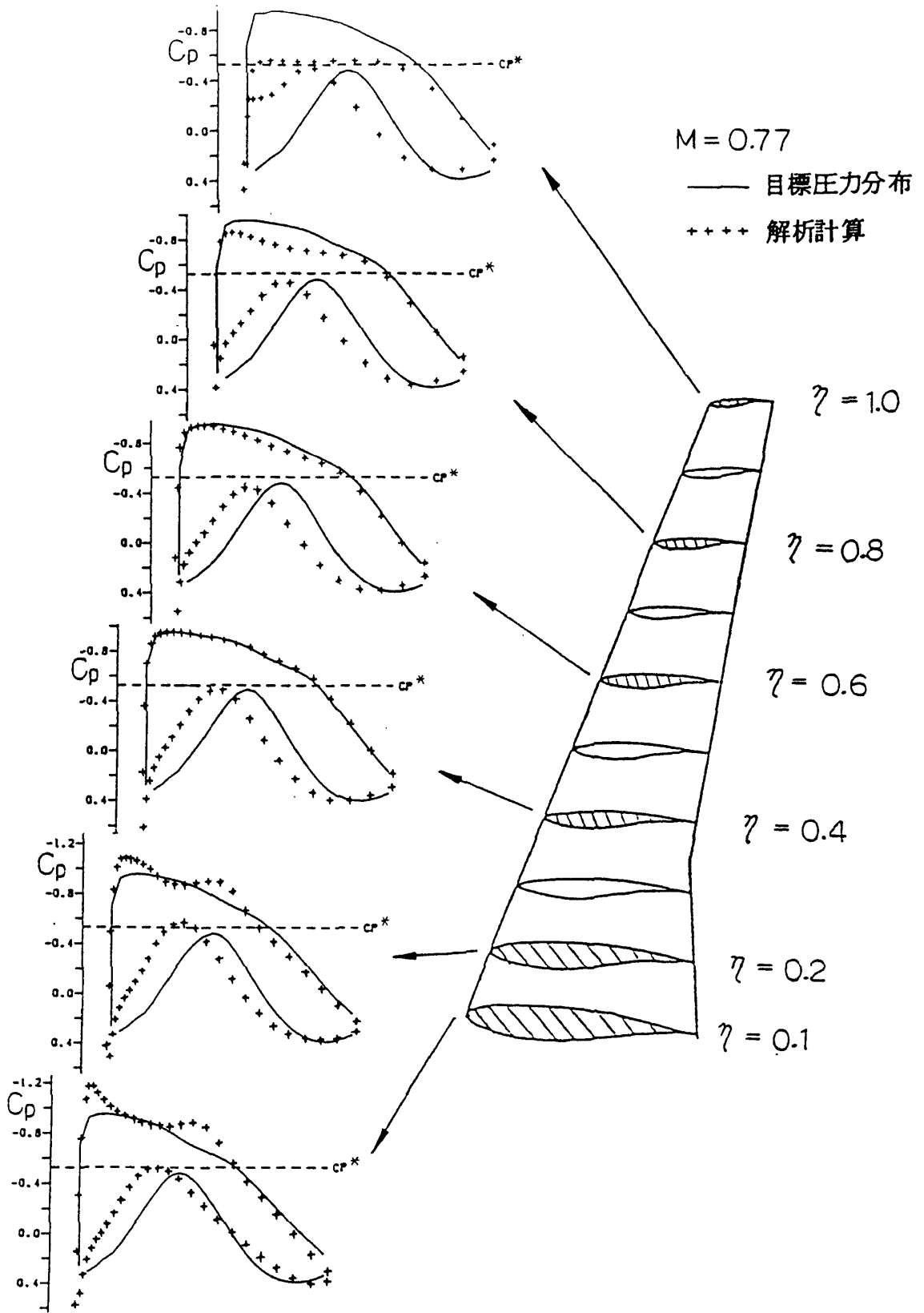


図5 初期形状

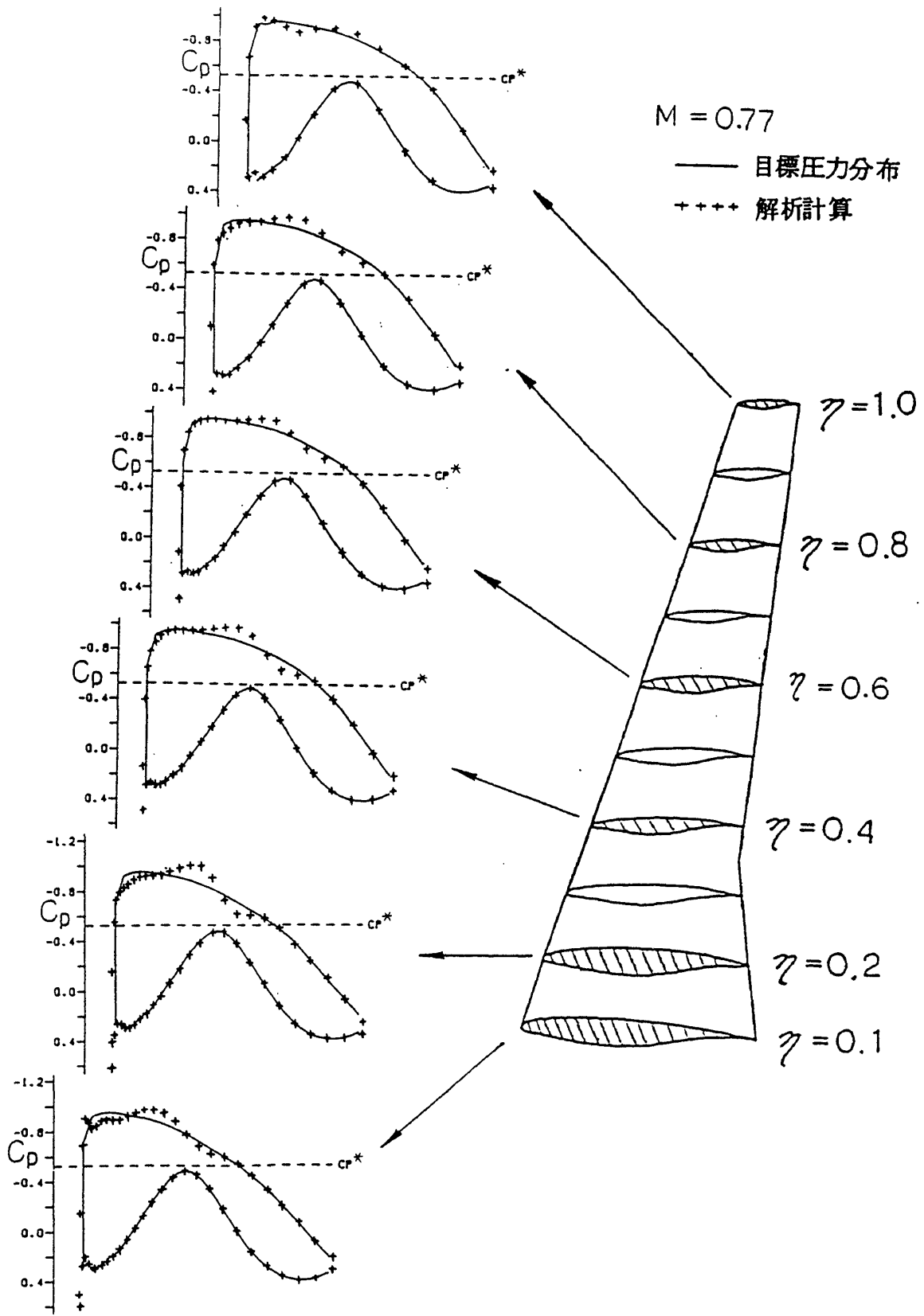


図6 中間形状

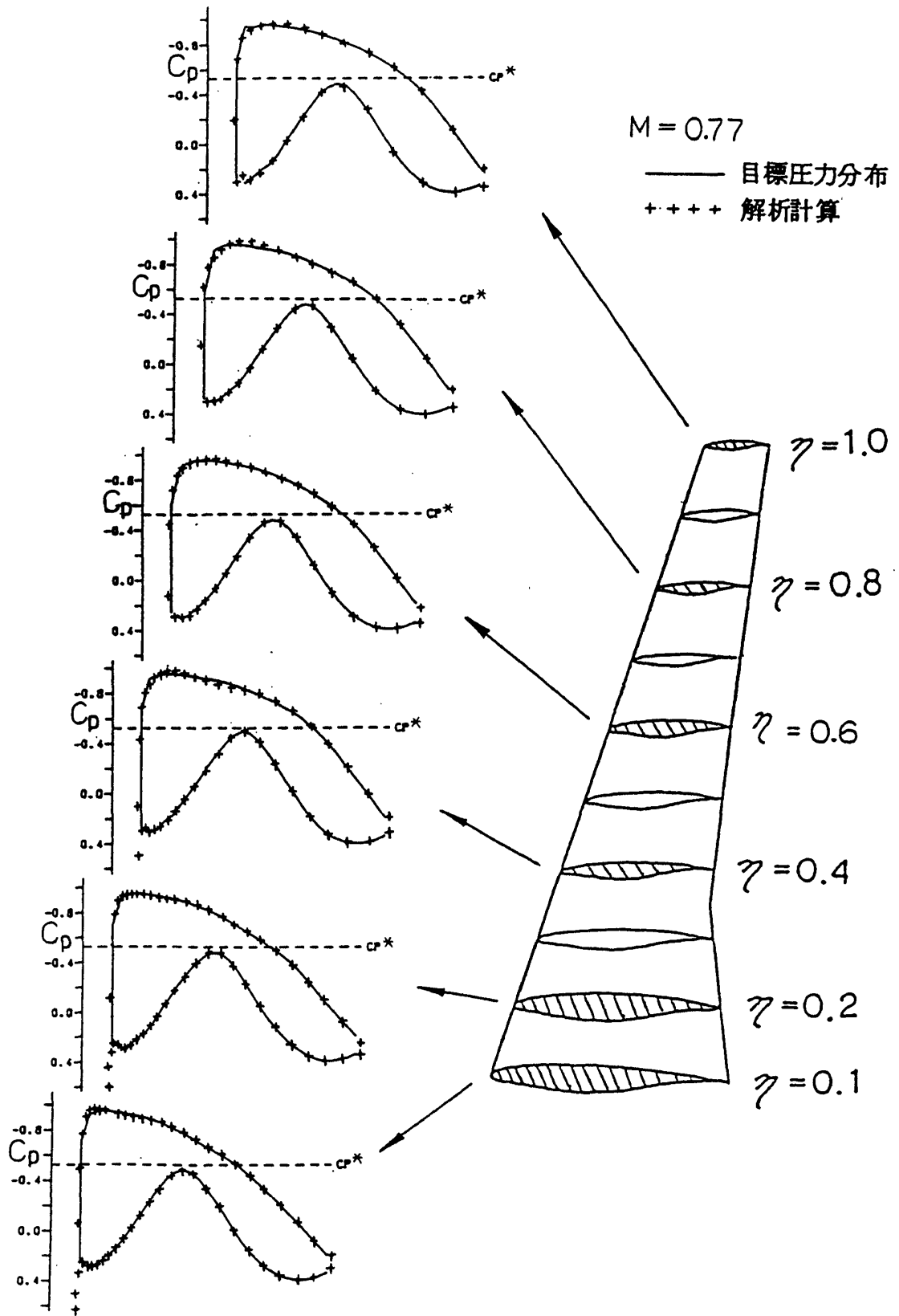


図7 収束形状



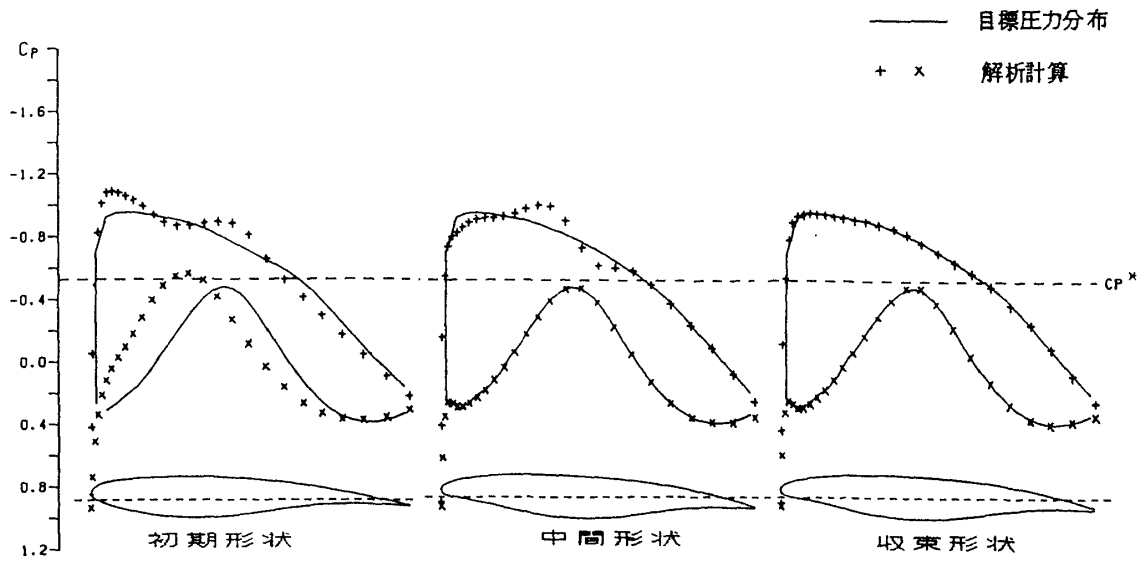


図8 翼形状の収束状況 [  $M=0.77$  ]  
 [  $\eta=0.2$  ]

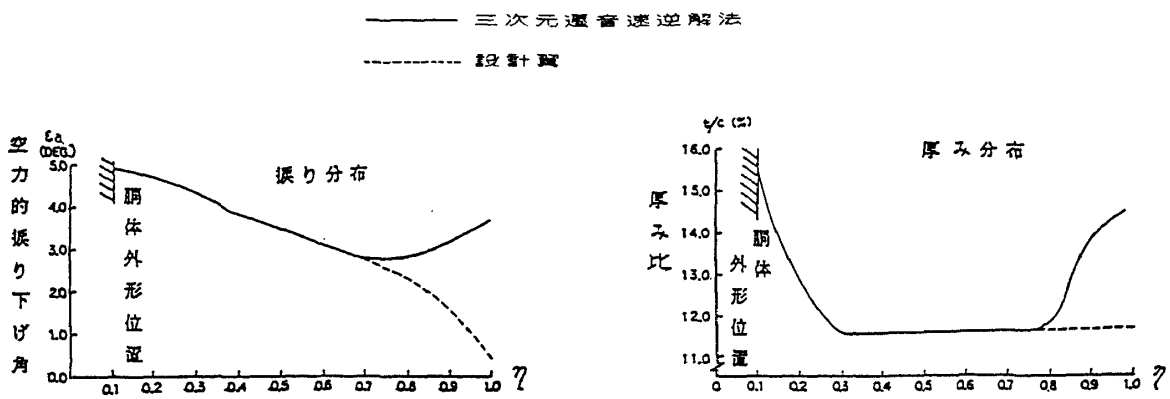


図9 三次元翼形状特性

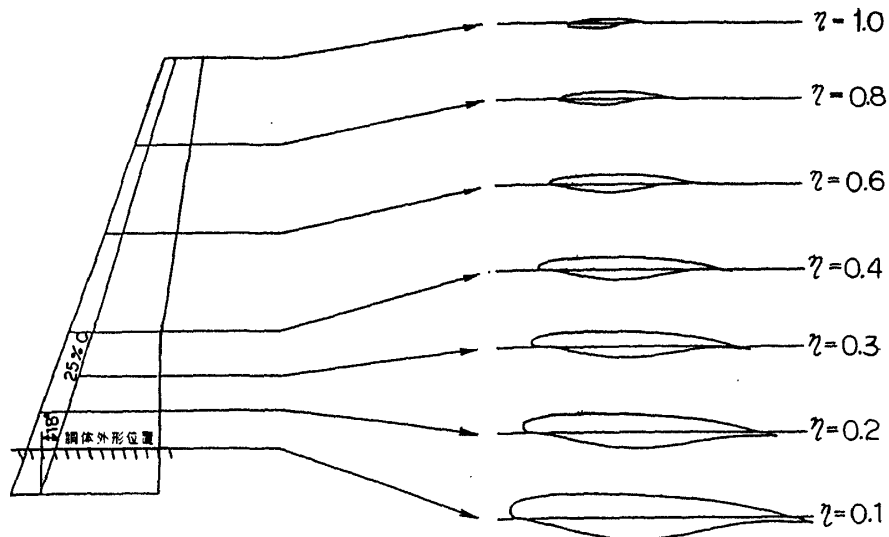


図10 三次元翼最終形状

#### 4. 風洞試験

設計した三次元翼を代表的な民間ジェット輸送機の胴体模型に装着し、遷音速風洞試験を実施して性能の確認を行なった。風洞試験状態説明図を図11に示す。風洞試験は航技研の2 m遷音速風洞において行なわれ、主翼上面の圧力分布計測のために右翼側翼幅方向の5断面位置に圧力孔を設け、スキャニバルブを4台模型に内蔵している。また、全機6分力および主翼バフエットも同時に計測するためにそれぞれ6分力天秤およびバフエット計測用歪ゲージを装着している。

図12は風試結果と設計計算結果を設計点における翼面上圧力分布の形で比較したもので、翼根付近と翼端付近の一部を除き両者の一致は良好で、目標圧力分布を実現する翼が得られていることが風試によっても確認されている。 $\eta=0.15$ で風試結果と設計計算結果との間に一部ずれがあるのは、設計計算で

は考慮しなかった胴体および翼胴整形部の影響が風試において生じている様子を示すものである。また、 $\eta=0.85$ における風試結果と設計計算結果の相違は図9で示したような外翼側の修正によるものである。

図13は同じく設計点において翼上面の等圧線分布を風試結果と設計計算結果とで比べたものであるが、設計計算による等圧線設計のねらいは風洞試験でも実現されている。

このように三次元遷音速逆解法を用いて設計した翼は風洞試験においても設計点で設計者の意図した空力特性を示すことが確認された。

#### 5. おわりに

三次元遷音速逆解法を用いて翼を設計し、風洞試験を行なって所期の空力特性を有する翼が得られたことを確認した。本手法は各種のFLOW-SOLVERと逆解法とを組み合わせる空力設計計算法を形成する点に最大の特長があり、FLOW-SOLVERの種

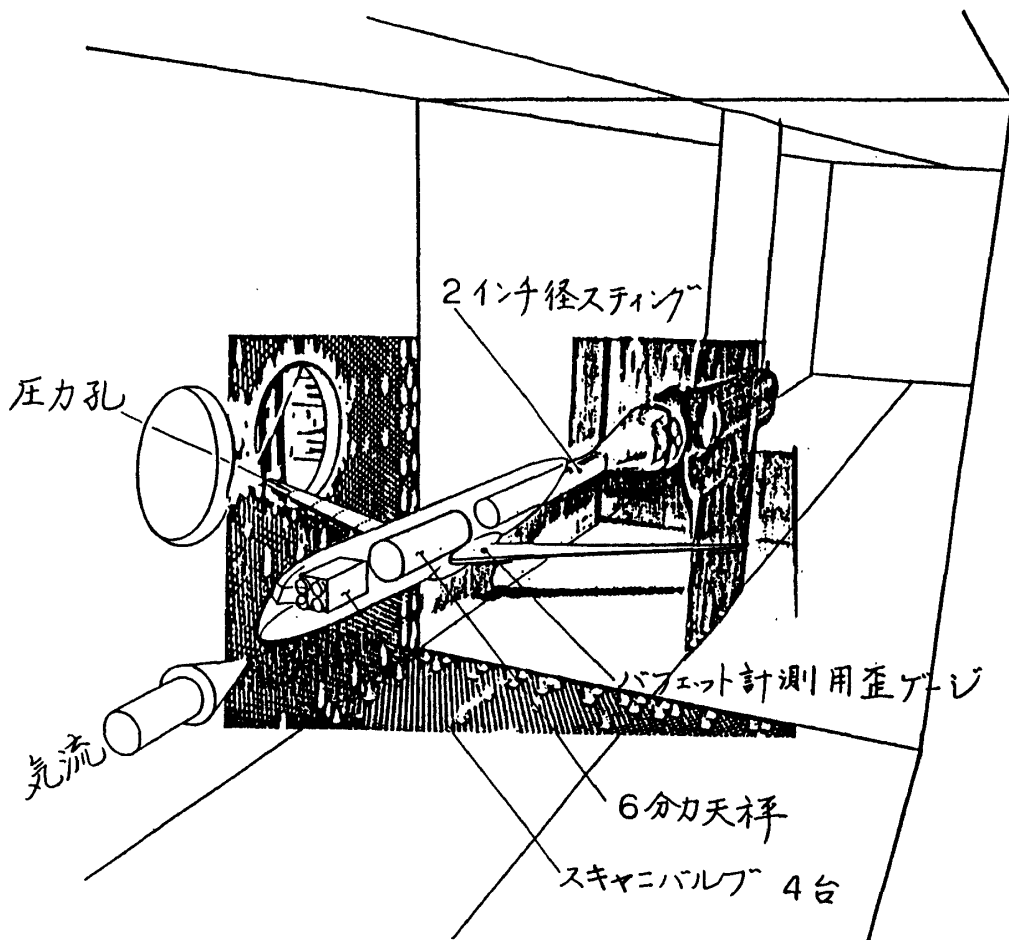


図11 風洞試験状態説明図

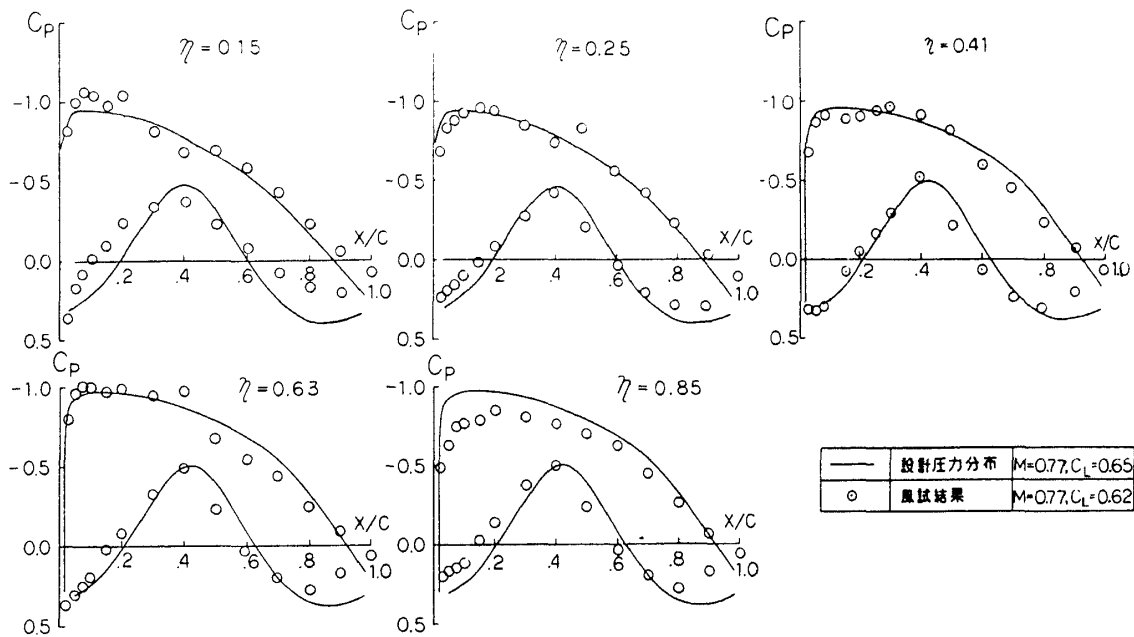


図12 風試結果と設計計算結果との比較 — 圧力分布 —

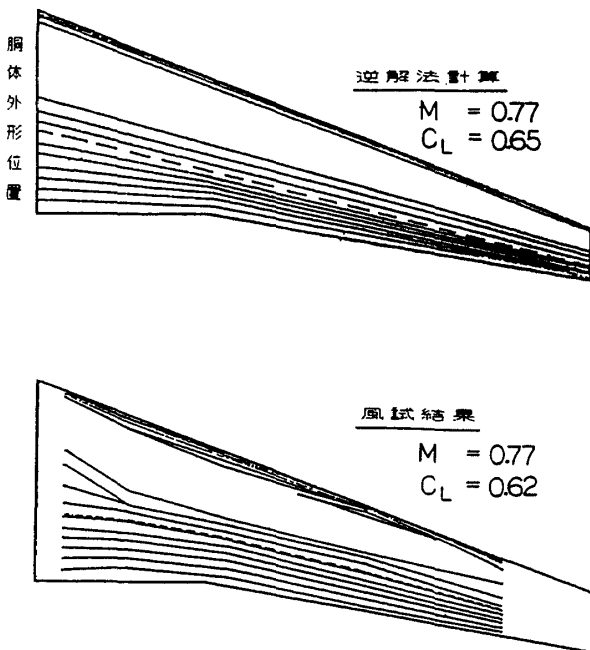


図13 風試結果と設計計算結果との比較 — 等圧線(上面) —

面圧力分布を実現する主翼および翼胴結合部の形状を求める計算や、多揚力面体の設計計算、例えば主翼の形状を与えておいてその吹き下ろし場の中で目標圧力分布を実現する尾翼の空力形状を求める計算等のいわゆる混合逆問題への適用が期待され、航空機の空力設計においてますます強力な手段になるものと考えられる。

参考文献

- 1) 高梨 進 ; 三次元遷音速翼の設計, 航空機計算空気力学シンポジウム (航技研特別資料 SP-1), 昭和58年11月.
- 2) Takanashi, S., "An Iterative Procedure For Three-Dimensional Transonic Wing Design By The Integral Equation Method," AIAA paper No. 84-2155, 1984.
- 3) Jameson, A. and Caughey, D. A., "Numerical Calculation Of The Transonic Flow Past A Swept Wing," NASA CR-15329, 1977.

類によっては翼胴結合部や多揚力面体, 更には全機形状の空力設計計算も可能となる。

今後は, 遷音速翼胴形状の設計計算, 例えば胴体形状は予め与えておいてその存在のもとで目標の表

