

逆解法コード“WINDES”による遷音速翼設計の諸例

高 梨 進*

Transonic Wing and Airfoil Design Using

Inverse Code WINDES

by

Susumu TAKANASHI

ABSTRACT

In this paper, an iterative design procedure is presented for two- and three-dimensional transonic wings with prescribed (target) pressure distributions.

The inverse code WINDES developed by the present author is used in combination with existing flow analysis codes in the iterative design method. The iteration proceeds in the following steps: First, the flow field is solved for an initially assumed wing by an analysis code. Next, “WINDES” is operated, which provides the approximate amount of wing geometry correction needed to compensate for the difference between the computed and the target pressure distributions. Consequently a new wing is obtained which can be used again as the input data for the analysis code. The same process is repeated until convergence is achieved.

The advantage of the present approach is that the analysis code is retained in its original form and therefore can be treated as a “black box.” The adoption of several analysis codes for potential, Euler, and even Navier-Stokes equations has been successfully applied to transonic design problems.

1. まえがき

近年、コンピュータのハードウェアのめざましい発達に伴い遷音速計算空気力学は急速に進展した。現在では、後退翼、あるいは3次元飛行物体まわりの遷音速流をNavier-Stokes方程式を用いて数值的に計算することも可能となっている(例えば文献1,2)。このように、流体力学方程式を数值的に解いて物体まわりの流れをシミュレートすることは計算空気力学の最も重要なテーマの一つであるが、これと並んで風洞実験では実現困難な問題、例えば翼

表面上の圧力分布が与えられたときこれを実現する翼断面形を求めるという所謂逆問題も航空機の空力設計において極めて重要な課題である。設計者は翼断面形を指定するよりも圧力分布を指定する方が所要の揚力、ピッチングモーメント等の空力特性を得るのに遥かに容易だからである(文献3)。

逆問題を解く方法はこれまでも種々提案されている。しかし、それらの殆んどは原理的には指定圧力分布(あるいは速度分布)を一旦速度ポテンシャルに変換し、これを翼面境界条件としてポテンシャル方程式を解く所謂Dirichlet型解法である。したがって、設計コード開発には解析コード開発と同程度の時間と労力が要求される。しかも、支配方程式

* 航空宇宙技術研究所

が Navier-Stokes 方程式の場合には翼面境界条件をどのように取り扱えばよいかさえ不明であり、Dirichlet 的アプローチでは N-S 方程式に基づく逆問題の定式化は困難であろう。

このような観点から、先に著者はより一般的で汎用性の高い逆解法コード WINDES を開発した(文献 4)。その設計法においては既存の解析コードと WINDES とを交互に反復使用することが必要であるが、解析コード自体の中味は一切修正・改造はしなくてすむため新しい解析コードが開発された時点で、それを直ちに設計ルーチンに組み込むことが可能である。

第 2 節において本設計法を説明し、第 3 節においてこれまでに得られた遷音速翼の設計の代表例をいくつか示す。

2. 本設計法の概念

翼形状 F とそのまわりの遷音速流れの圧力場 P との対応関係を抽象的に

$$P = P(F, M, Re) \quad (2.1)$$

と表わすことにする。ここで、パラメータ M, Re はそれぞれ流れの代表マッハ数とレイノルズ数である。与えられた F から P を求める問題は直接問題と云われるものであるが、ここでは逆問題即ち圧力 P を指定して形状 F を求めるのが主題であるから式(2.1)を反転させて

$$F = F(P, M, Re) \quad (2.2)$$

を考える。若し F の解あるいはその近傍解が存在するものと仮定すると、レイノルズ数が高く、剥離が小さい場合には F の近似値として遷音速ポテンシャル理論から得られる \tilde{F} を用いることができる。即ち

$$F = \tilde{F}(P, M_\infty) + \epsilon R \quad (2.3)$$

ここで、 R は誤差項、 ϵ はパラメータであり、 $|\epsilon| \ll 1$ とする。

今、ある仮定翼 F_0 のまわりの流れが既知であるとす、その圧力場を P_0 、目標圧力場を P_T 、求めるべき翼を F_T とし、 $\Delta P_0 = P_T - P_0$ 、 $\Delta F = F_T - F_0$ とおく。 $|\Delta F_0|$ が $|F|$ に比べて小さいと仮定すれば、ある関数を δ として

$$\Delta F_0 = \delta F_0 \quad (|\delta| \ll 1) \quad (2.4)$$

が成立する。それ故

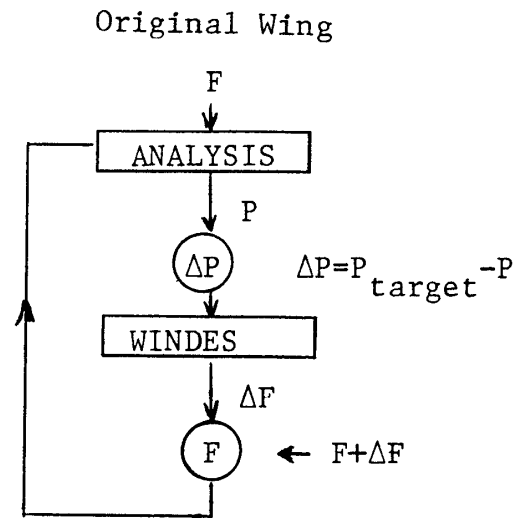


図 1 反復設計手順

$$F_T = F_0 + \Delta F_0 = F_0 + \delta F_0 = F_0 + \delta(\tilde{F}_0 + \epsilon R_0)$$

$$= F_0 + \delta \tilde{F}_0 + \delta \epsilon R_0 = F_0 + \Delta \tilde{F}_0 + \delta \epsilon R_0$$

$$\sim F_0 + \Delta \tilde{F}_0 \quad (2.5)$$

このことから F_T を近似的に求める問題は、圧力差 ΔP_0 に対応する翼修正量 $\Delta \tilde{F}_0$ をポテンシャル理論から導き出す問題に帰着する。但し $\Delta \tilde{F}_0$ あくまで ΔF_0 の近似値であるから、真の値 F_T を得るには解析コードと翼面修正コード WINDES を交互に反復適用しなければならない(図 1)。

3. 設計翼の諸例

現在までに本方法により多数の遷音速翼が設計された。その中で代表的なもののみを紹介する。その際使用された解析コードの一覧表を図 2 に掲げる。

1) 設計例 1 (文献 4)

高アスペクト比の翼平面上に等圧線を直線的に通す問題をとりあげ、その設計を試みた。図に示すように指定圧力分布は 6 回の反復によって実現された。使用解析コードは FLO-22 (文献 5) である。これは 3 次元翼まわりの遷音速ポテンシャル流を非保存型差分法によって解くコードであり、世界的に最もよく使われているものである。

2) 設計例 2 (文献 12)

設計例 1 では目標圧力分布は滑かであったが、この例では衝撃波を含むものを選んだ。3 回の反復でほぼ収束した。使用解析コードは FLO-27 (文献 6)

Analysis Codes

Code Name	EQ.	Scheme	Config.	Code Develop.	Ex.
FLO-22	Full Potential	F.D., non-cons.	Wing	Jameson ⁵	Fig.3
FLO-27	Full Potential	F.V., cons.	Wing-Body	Jameson & Cauchy ⁶	Fig.4
WIBCO	Small Disturbance	F.D., non-cons.	Wing-Body	Boppe ⁷	Fig.5
IFPWING*	Full Potential	F.D., non-cons.	Wing	Ishiguro, ⁸ Matsuno ⁹	Fig.6
NSFOIL	Full Navier Stokes	B.W.S.	Airfoil	Kawai & Hirose ¹⁰	Fig.7
CSFVM	Euler	McMCK	Cascade	Hirose ¹¹	Fig.8

*including Boundary Layer Correction Code "BLAY"

図2 使用解析コード

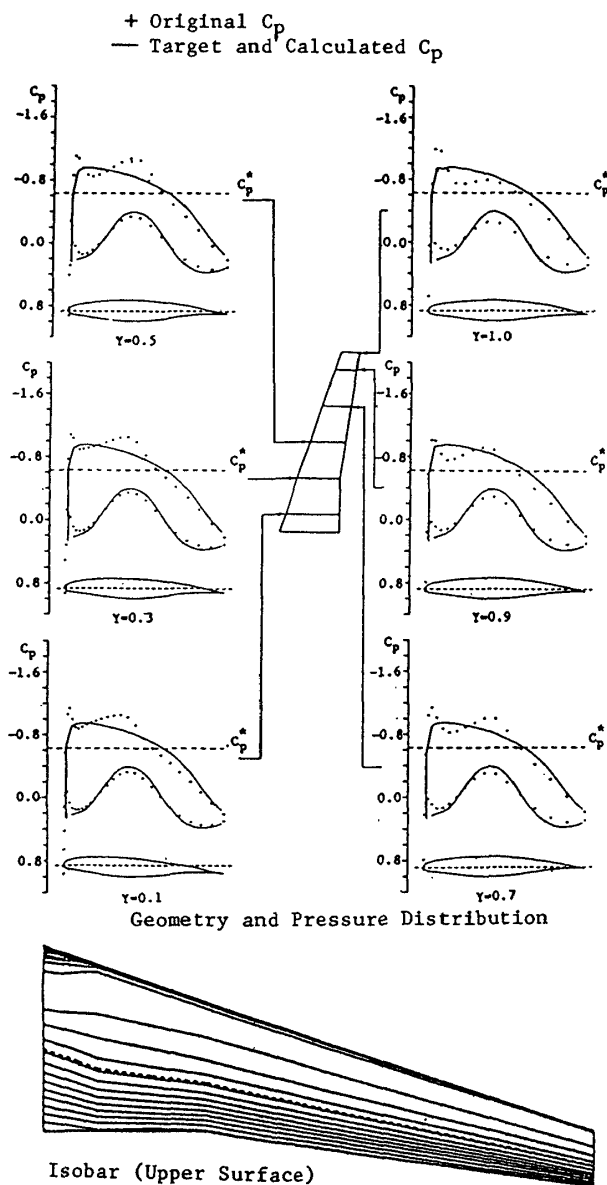


図3 設計例1, $FLO-22$, $M_\infty=0.74$,
 $C_L=0.64$, $C_D=0.014$

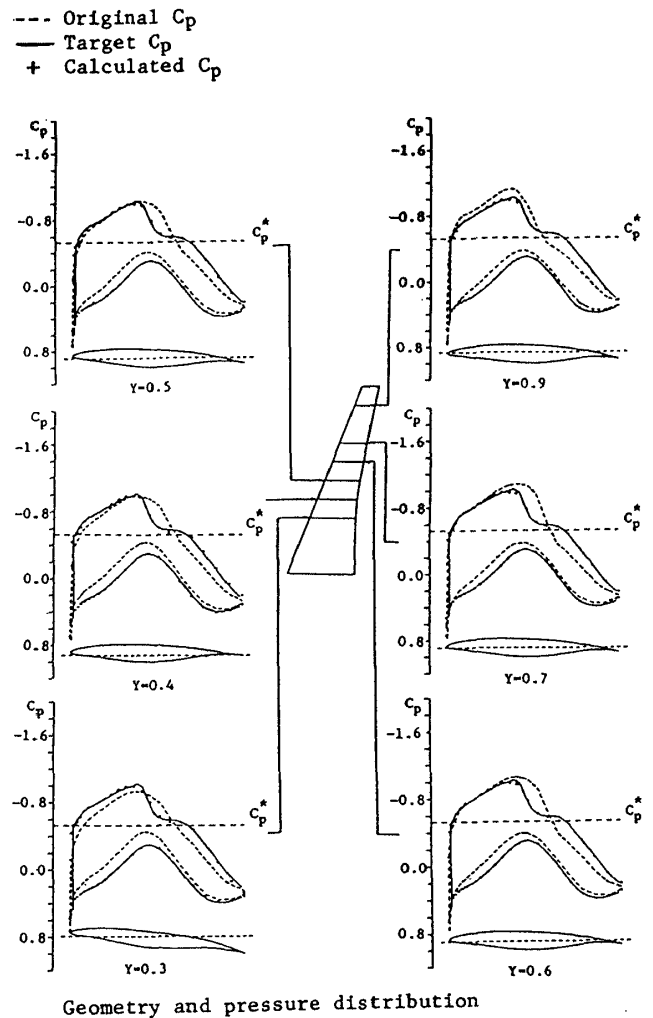


図4 設計例2, $FLO-27$, $M_\infty=0.77$,
 $C_L=0.57$, $C_D=0.015$

である。これは無限円柱胴体を有する3次元翼まわりの遷音速ポテンシャル流を保存型有限体積法によって解くコードである。

3) 設計例3 (文献7)

翼根から翼端までの各スパン位置において全く同一の圧力分布を与えて設計したもので、6回の反復ではほぼ完全に近い収束解が得られた。使用解析コードは任意胴体形状を有する3次元翼まわりの流れを遷音速微小擾乱方程式の非保存型差分化によって解くコードである。

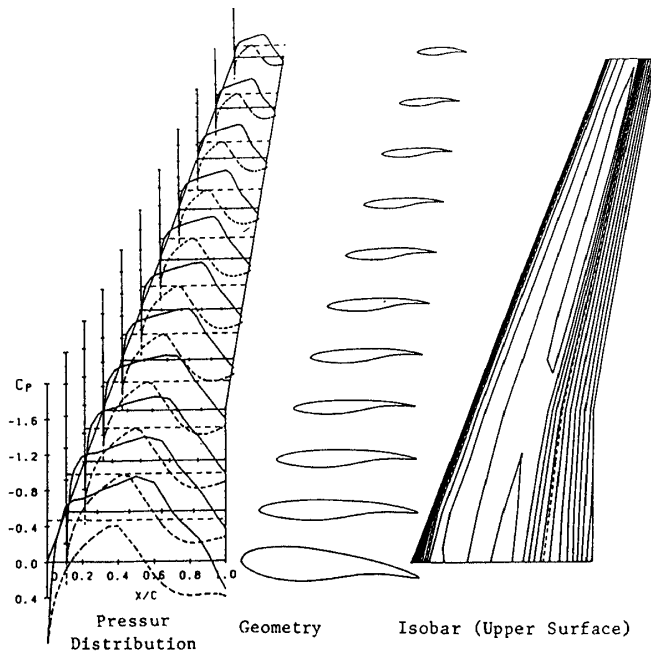


図5 設計例3, WIBCO, $M_\infty=0.72$, $C_L=0.62$, $C_D=0.03$

4) 設計例4 (文献8, 9)

目標圧力分布には衝撃波が存在する。これも ISOBAR 設計の1例である。使用解析コードは IFPWING(文献8)と BLAY(文献9)を統合したものである。IFPWING は遷音速ポテンシャル方程式を非保存型差分式に変換し3次元翼を解析するためのコード、またBLAYは3次元境界層解析コードである。反復回数4回。

5) 設計例5 (文献13)

Navies-Sfokes 方程式を用いた設計例である。使用解析コードは NSFOIL (文献10)である。これは2次元完全 Navies-Sfokes 方程式を Beam-Warwing-Steger の陰的差分スキームで解くコー

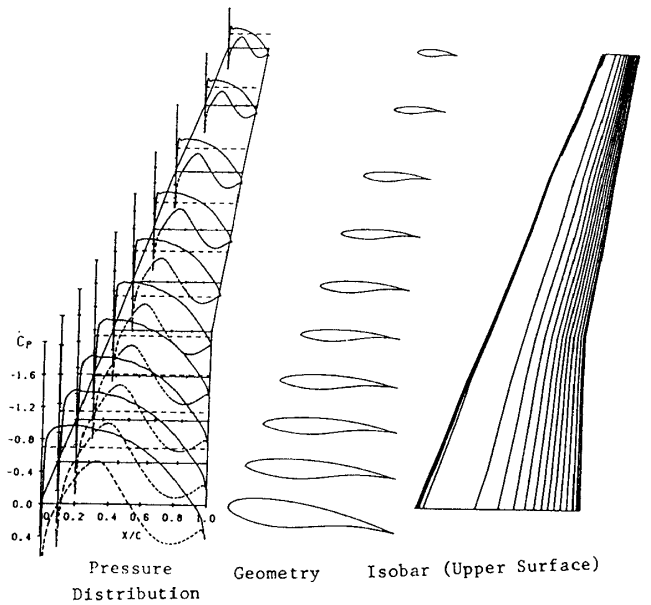


図6 設計例4, IFPWING+BLAY, $M_\infty=0.788$, $C_L=0.62$, $C_D=0.017$

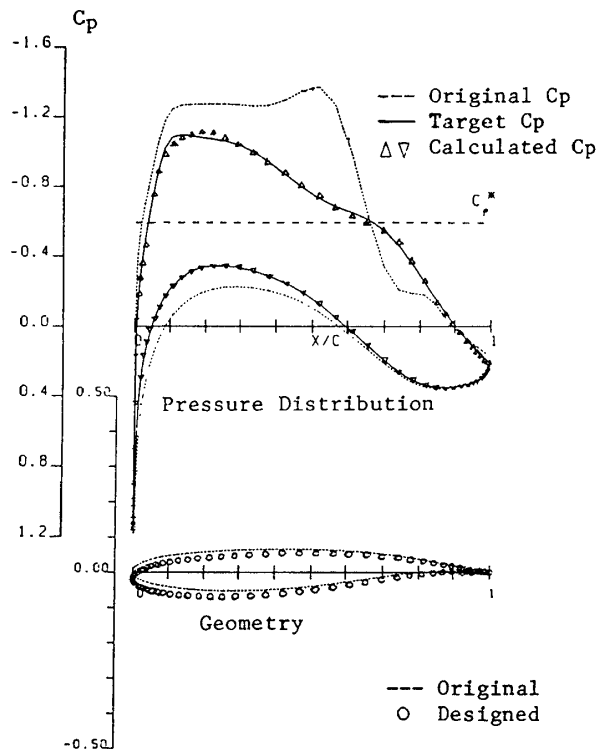
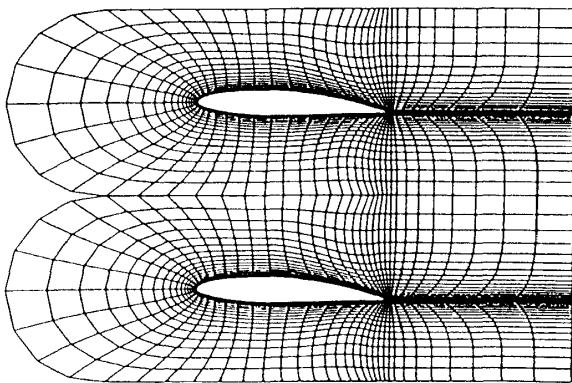


図7 設計例5, NSFOIL, $M_\infty=0.75$, $C_L=0.61$, $C_D=0.013$

ドである。反復回数10回。

6) 設計例6 (文献11)

2次元翼列の設計。使用解析コードCSFVM。これはEuler 方程式をMacCormackの陽的差分スキームで解くコードである。反復回数10回目の結果が



Computational Grid

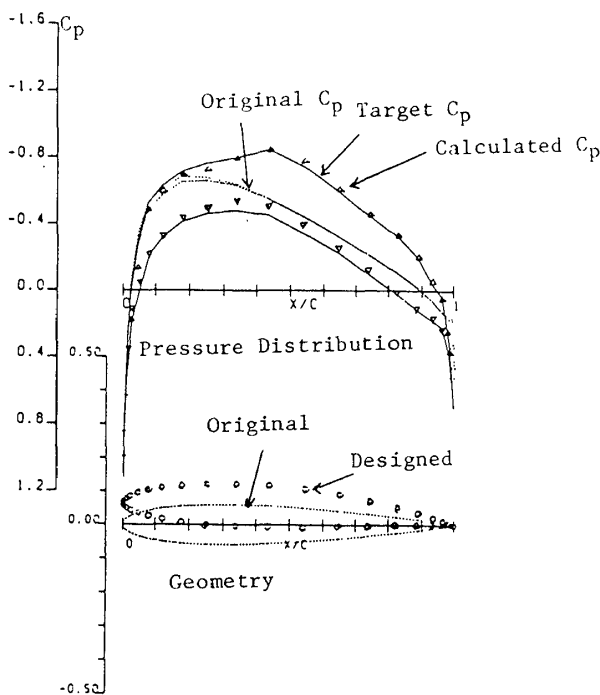


図8 設計例6, CSFVM, $M_\infty=0.6$, $C_D=0.32$

図7に示されているが、まだ完全に収束していない。これは、WINDES は単独翼の設計コードとして開発されたものであるが、これを何んらの修正も加えずにそのまま翼列設計に適用したためである。しかし、かなり大胆な仮定をしているにも拘らず、計算圧力分布は除々にではあるが、目標圧力分布に近づいている。したがってWINDES の入力パラメータを翼列解析コードに対して最適化すれば収束性はかなり改善されると思われる。

む す び

WINDES と種々の解析コードとを統合して指定

圧力分布を実現する遷音速翼を設計した。解析コードの方程式のレベル、計算格子の種類、格子間隔、スキームは多種多様であるにも拘らず、反復回数3~10回で実用上十分な精度で目標圧力分布に収束した。したがって、実際の航空機の翼設計に本方法は有力な手段になり得るものと思われる。

参 考 文 献

1. Obayashi, S. and Fujii, K., "Computation of Three-Dimensional Viscous Transonic Flows with the LU Factored Scheme," AIAA-85-1510, 1985.
2. Fujii, K. and Obayashi, S., "Evaluation of Euler and Navier-Stokes Solutions for Leading-Edge and Shock-Induced Separations," AIAA-85-1563, 1985.
3. Tatsumi, S. and Takanashi, S., "Experimental Verification of Three-Dimensional Transonic Inverse Method," AIAA-85-4077, 1985.
4. Takanashi, S., "An Interactive Procedure for Three-Dimensional Transonic Wing Design by the Integral Equation Method," AIAA 84-2155, 1984.
5. Jameson, A. and Caughey, D.A., "Numerical Calculation of the Transonic Flow Past a Swept Wing," New York University ERDA R. C003077-140, 1977.
6. Jameson, A. and Caughey, D.A., "A Finite Volume Method for Transonic Potential Flow Calculation," AIAA-77-635, 1977.
7. Boppe, C.W. and Stern, M.A., "Simulated Transonic Flows for Aircraft with Nacelles, Pylons, and Winglets," AIAA-80-0130, 1980.
8. 石黒登美子, "遷音速翼まわり完全ポテンシャル流の数値解析," 航技研TR-731, 1982.
9. Matsuno, K., "A vector-Oriented Finite-Difference Scheme for Calculating Three-Dimensional Compressible Laminar and Turbulent Boundary Layers on Practical Wing Configuration," AIAA-81-1020, 1981.
10. 河合伸坦・廣瀬直喜, "高レイノルズ数遷音速流翼型解析プログラムNSFOILの開発" 航技研報告TR-816, 1984.

11. 廣瀬直喜, 高梨 進, 田村敦宏, “遷音速翼列の理論的設計法による 2次元 Euler 翼列設計法,” 日本ガスタービン学会秋季大会講演会論文集, 1985.
12. Takanashi, S., “Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations,” Journal of Aircraft Vol. 22, No.8, 1985.
13. Hirose, N., Takanashi, S., Kawai, N., “Transonic Airfoil Design Based on Navia-Stokes Equation to Attain Arbitrarily Specified Pressure Distribution,” AIAA-85-1592, 1985.