

遷音速域における振動翼まわりの数値解析

石黒満津夫* 巽重文* 中道二郎**

Numerical Simulation of the Flowfield around an Oscillating Wing in Transonic Range

by

Mitsuo Ishiguro, Shigefumi Tatsumi
Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.
Jiro Nakamichi
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

In the field of aeroelasticity, inviscid unsteady aerodynamics have traditionally been used to predict aeroelastic phenomena. However, thanks to the recent advance of supercomputer, numerical simulation of unsteady flowfield around an oscillating wing based on the Navier-Stokes equations has become popular. One of the authors recently developed a computer code which is capable of solving unsteady Navier-Stokes equations around oscillating wings^{1),2)}. The code is based on the Beam-Warming ADI method combined with a dynamic grid system. This paper describes the formulation of the method together with the application of the code to an oscillating wing which has the low aspect ratio and low thickness ratio. The correlation work of the computer results with the wind tunnel test data which are obtained at NAL 2m transonic wind tunnel is also presented.

1. はじめに

空力弾性の分野では、主として計算機能力及び計算法の発達の見点から、従来非粘性の非定常空気が用いられてきたが、最近のスーパーコンピュータの発達と相俟って、ナビエ・ストークス方程式に基づく非定常空気の数値解析が盛んに行われるようになってきた。

筆者らは、1980年代以来定常問題に有力な手段として用いられてきたBeam-Warming差分スキームと、振動翼まわりに移動格子を時間依存型で効率よく生成する技術を組み合わせ、2次元および3次元振動翼まわりの粘性を考慮した非定常空気が計算コードを開発してきた^{1), 2)}。

本報告においては、そのコードの定式化を明らかにするとともに、薄翼で低アスペクト比の主翼形状に対して適用した結果に対し、精度検証のために実施した遷音速風洞試験結果との比較について述べる。

2. 基礎方程式

ここでは、振動翼まわりの流れ場について、一般座標を用いて書かれた薄層ナビエ・ストークス方程式を境界条件の下に解く。

非定常計算の場合、大きな時間ステップ幅が採れることが重要となるため、計算スキームとしては完全陰解法のひとつであるADI差分法を採用している。ナビエ・ストークス方程式のような非線形方程式を積分する際には、各時間ステップでの未知量の増分を求める定式化を行う(デルタ・フォーム)。非定常計算ではデルタ・フォームの差分式を満足させつつ次の時間ステップに移行することとなる。精度の点では、本方法は時間精度に関しては高々1次であり、安定な計算手法により大きな時間ステップ幅を大きくして現実的な計算を実現させるため、精度を犠牲にしていることは否めない。

さて、通常のBeam-Warming ADI差分法において最終的に解くべき方程式は

$$\left[I + h\partial_{\xi} A^n \right] \left[I + h\partial_{\eta} B^n \right] \left[I + h\partial_{\zeta} C^n - Re^{-1} h\partial_{\zeta} J^{-1} M^n \right] \Delta Q^n = R^n + O\left(\left(\theta - \frac{1}{2} - \phi \right) \Delta t^2 + \Delta t^3 \right) \quad (1)$$

* 三菱重工業(株)

** 航空宇宙技術研究所

$$R^n = -h \left[\partial_\xi E^n + \partial_\eta F^n + \partial_\zeta G^n - Re^{-1} \partial_\zeta S^n \right] + h_1 \Delta Q^{n-1}$$

$$h = \frac{\theta \Delta t}{1 + \phi}, \quad h_1 = \frac{\phi}{1 + \phi}$$

である。ここで、 A^n , B^n , C^n および $J^{-1}M^n$ は数値流束ベクトルのヤコビアンマトリックスである。

この式に Pulliam 等³⁾ の Beam-Warming 対角化差分法を適用して、

$$T_\xi^{-1} \left[I + h \partial_\xi \Lambda_\xi \right] N \left[I + h \partial_\eta \Lambda_\eta \right] P \left[I + h \partial_\zeta \Lambda_\zeta \right] T_\zeta \Delta Q^n = R^n \quad (2)$$

ここで、 Λ_ξ , Λ_η , Λ_ζ は、それぞれマトリックス A^n , B^n , C^n の固有値からなる対角マトリックスであり、 T_ξ^{-1} , N , P , T_ζ はそれらの固有ベクトルからつくられるマトリックスである。

また、大剥離は無いとの仮定のもとに、乱流モデルとしては Baldwin-Lomax の代数モデルを使用している。

3. 境界条件

振動する翼を解析する場合、後述するように格子の手法としては2種類のものが考えられる。ひとつは翼と同様に格子自体も剛体運動をさせる手法であり、もうひとつは外部境界を固定し、時々刻々変化する翼表面との間に格子線が重ならないように格子を変形させる手法である。本研究においては、解析対象が単独翼であり、格子線の重なりが比較的起こりにくいため、後者を用いている。従って、外部境界においては境界条件は翼の振動によらず一定であり、次のように与えている。

(1) 流入条件: ρ, u, v, w を一様流条件に固定

(2) 流出条件: e を一様流値に固定

また、翼表面においては、Non-Slip 条件を与える。これは、計算空間における速度で表せば、

$$U = 0, V = 0, W = 0 \quad (3)$$

ここに、

$$U = \xi_t + \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w,$$

$$V = \eta_t + \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w,$$

$$W = \zeta_t + \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w$$

となる。

4. 格子生成法

格子の生成手順としては、まず平均迎角まわりの空間に定常格子を生成する。本研究の場合、図1に示すような C-O タイプの格子を Erickson の手法⁴⁾ を用いて生成した。

振動翼計算に際しては、この定常計算用の格子網を基本に、翼の時々刻々変化する姿勢に合わせて格子点を移動させる。流れの非定常性は、翼の運動によって変化する翼面上の境界条件と各時間ステップにおいて流れ場内の格子点の有する格子点速度によって計算に組み込まれる。

本計算における移動格子網の手法⁵⁾ を次に簡単に示す。

物理空間と計算空間の対応において、 $\zeta = 0$ は翼表面および C 型格子のカット面に対応し、 $\zeta = 1$ は外部境界に対応するものとする。時刻 $t = n\Delta t$ での翼の位置、姿勢まわりの格子網 $x_{j,k}^n, y_{j,k}^n, z_{j,k}^n$ が得られているとする。翼が強制振動している場合、各時刻での翼表面の位置は計算できるから、時刻 $t = n\Delta t$ から $t = (n+1)\Delta t$ の間の x, y, z 3 方向の変位をそれぞれ $\Delta x_{j,k}^n, \Delta y_{j,k}^n, \Delta z_{j,k}^n$ で表す。

これらの変位を用いて、物理空間内のすべての格子点の変位を次の式で計算する。

$$\begin{aligned} x_{j,k}^{n+1} &= x_{j,k}^n + \Delta x_{j,k}^n H(\zeta) \\ y_{j,k}^{n+1} &= y_{j,k}^n + \Delta y_{j,k}^n H(\zeta) \\ z_{j,k}^{n+1} &= z_{j,k}^n + \Delta z_{j,k}^n H(\zeta) \end{aligned} \quad (4)$$

ここに関数 $H(\zeta)$ は ζ に関する内挿関数であり、

$$\begin{aligned} H(\zeta) &= 1 & 0 \leq \zeta \leq \zeta_{ref} \\ H(\zeta) &= \sqrt{1 - (\zeta - \zeta_{ref})^2 / (1 - \zeta_{ref})^2} & 0 \leq \zeta \leq 1 \end{aligned}$$

である。

5. 計算手順

計算においては、振動は微小であり流れには大規模な剥離等は存在せず、現象は周期的であると仮定する。

まず、平均迎角まわりの流れ場を定常問題として求める。次に求められた定常解を初期条件として翼を周期運動させ、非定常解を求める。その際、1 周期を数千のステップに分割し、時間依存型で積分する。解が

周期解となったことを確認して1周期分のデータを取り込む。本計算手法の場合、3周期程度で周期解となることが実験的に確かめられている。

取り込んだデータはフーリエ解析によって定常成分と非定常成分に分解する。非定常成分はさらに翼の振動に対して同相成分と逆相成分に分離する。例えば圧力係数については次の式に分解される。

$$C_p(t) = C_p + \sum_{n=1}^N (a_n \sin kt + b_n \cos kt) \quad (5)$$

ここで C_p は定常成分、 a_1 、 b_1 は1次の調和関数であり、それぞれ同相成分と逆相成分である。

6. 計算モデル

今回の計算に使用したモデルは、図2に示すようにアスペクト比3.75、テーパー比0.22、後退角27度の平面形で4%厚みのNACA64系翼型断面を持った翼である。この翼を48%ルートコード位置を中心にピッチング振動させた。

7. 計算格子

今回の計算に使用した計算格子を図3に示す。格子はC-0タイプで、格子点数は約73万点である。

8. 計算条件

今回の計算において実施した計算条件を次にまとめる。

マッハ数：0.6, 0.8
平均迎角：0度
振 幅：±1度
無次元振動数：0.327 (M=0.6)
0.252 (M=0.8)

9. 計算結果

図4にマッハ数0.6の定常計算結果の風洞試験結果との比較を、図5, 6に翼面上圧力分布の時間変化を示す。また、非定常圧力分布をフーリエ解析した結果について、同相成分と逆相成分の比較を図7, 8に示す。

実験結果との比較において、翼根部分と翼端部分において若干のずれが生じていることが判る。翼端部分

については、図3に示すように計算に使用したモデルが翼端部分においてやや修正した形状を使用していることが影響しているものと考えられる。また翼根については、風洞試験が風洞壁に直接模型を設置しているために風洞壁の境界層が影響しているものと思われる。また、マッハ数については、M=0.6よりもM=0.8の方が比較的良好な一致が得られていることから、本計算手法が特に遷音速において有効な手段となり得ることが想像される。

10. まとめ

移動格子網を用いた非定常ナビエ・ストークス計算法を用いて、3次元振動翼に関する解析を行い、風洞試験結果との比較を行った。これにより、低アスペクト比の3次元翼について遷音速域における非定常空気力推算手法に関する技術的な目処付けができた。

尚、本手法はADI法において計算効率を重視する目的で対角化を行っているため、時間精度は高々1次であるため、定量的な推算精度については今後改良を行っていく予定である。

11. 参考文献

- 1) 中道二郎：振動翼まわりの非定常空気力の計算〔第1部 定式化〕，航空宇宙技術研究所報告，TR-1202，1993
- 2) 中道二郎：振動翼まわりの非定常空気力の計算〔第2部 計算結果および考察〕，航空宇宙技術研究所報告，TR-1203，1993
- 3) Pulliam, T. H. and Steger, J. L. : Recent Improvements in Efficiency, Accuracy and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms, AIAA Paper 85-0360, 1985
- 4) Erickson, L. E. : Generation of Boundary-Conforming Grids around Wing-Body Configurations Using Transfinite Interpolation, AIAA Journal, 20, 10, 1982, pp. 1313-1320
- 5) Nakamichi, J. : A Verification of Unsteady Navier-Stokes Solutions Around Oscillating Airfoils, NASA TM-88341, 1986

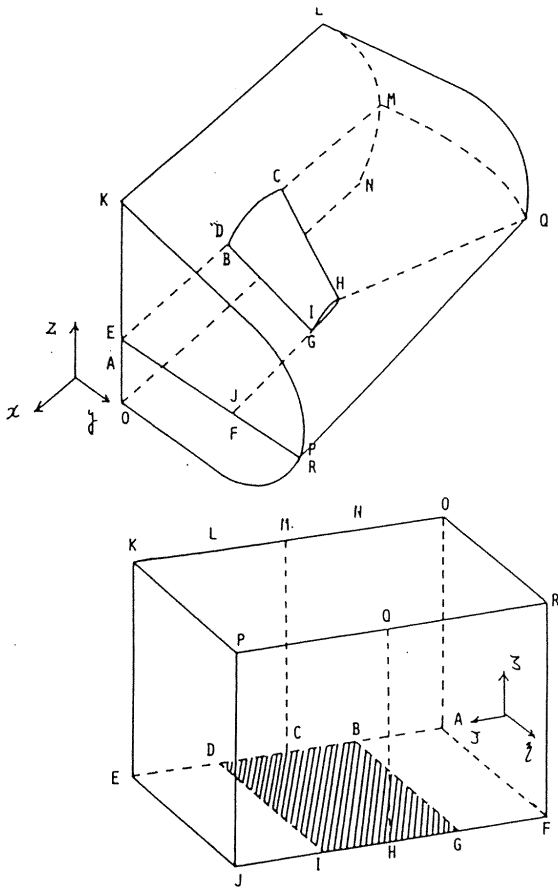


図1 C-Oタイプ計算格子

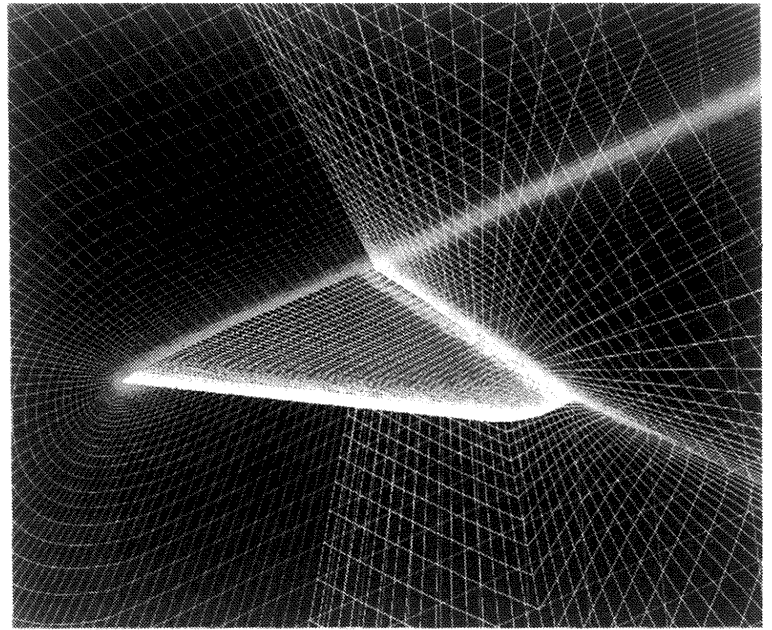


図3 計算格子

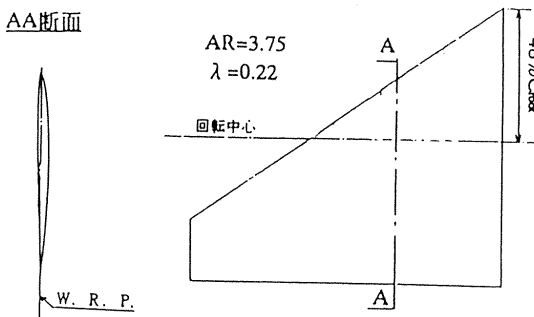


図2 計算モデル

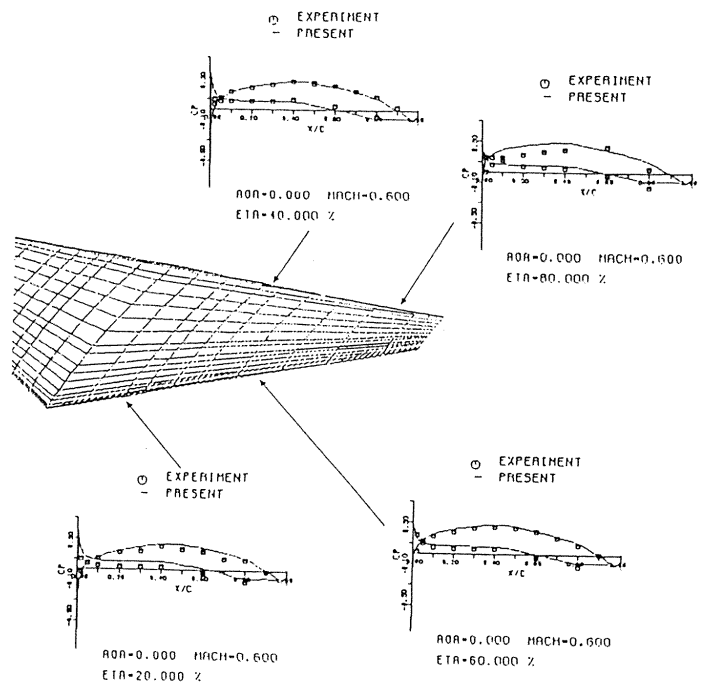


図4 定常計算結果 (M=0.6, $\alpha=0^\circ$)

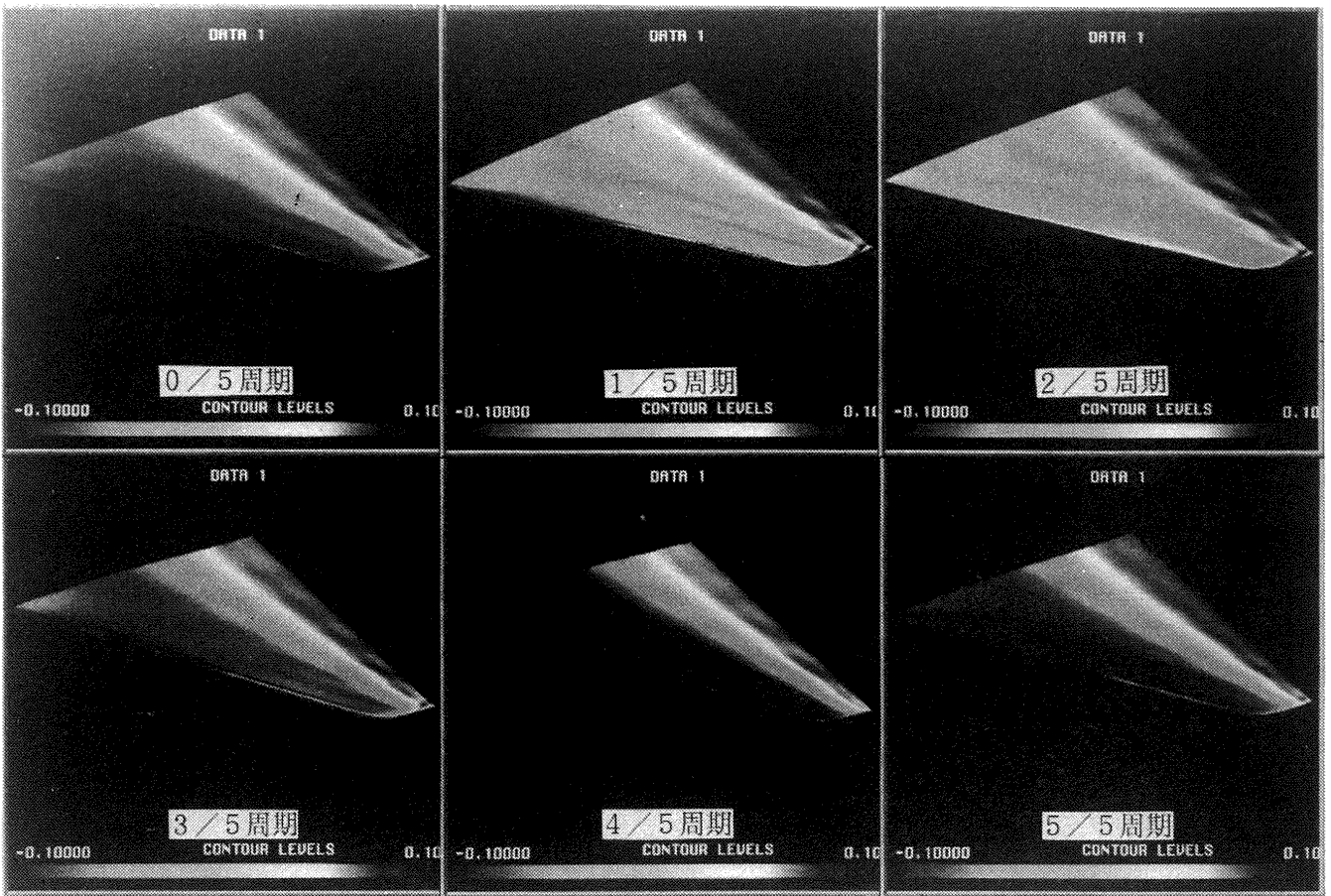


図5 圧力分布の変化 (M=0.6)

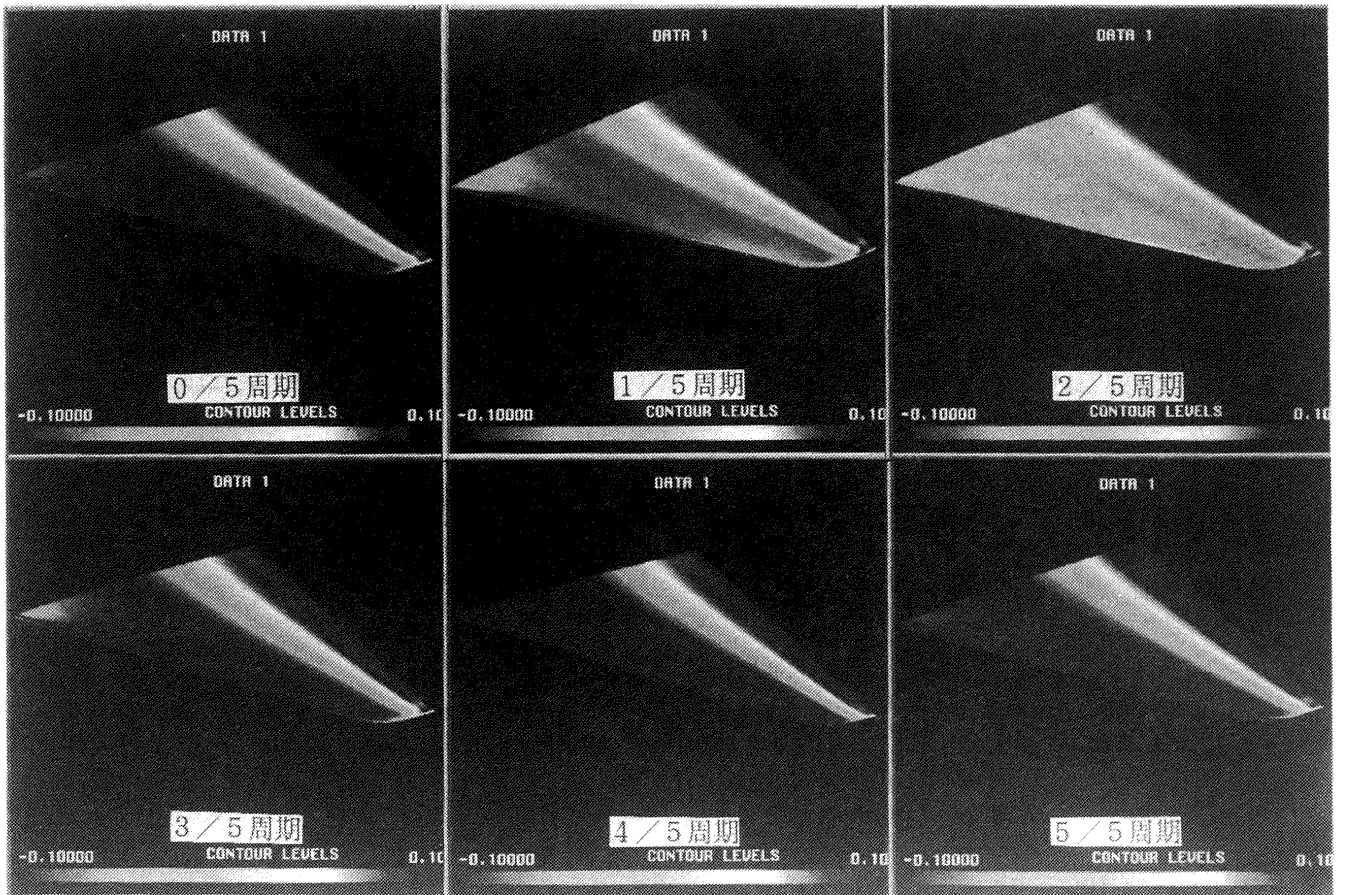


図6 圧力分布の変化 (M=0.8)

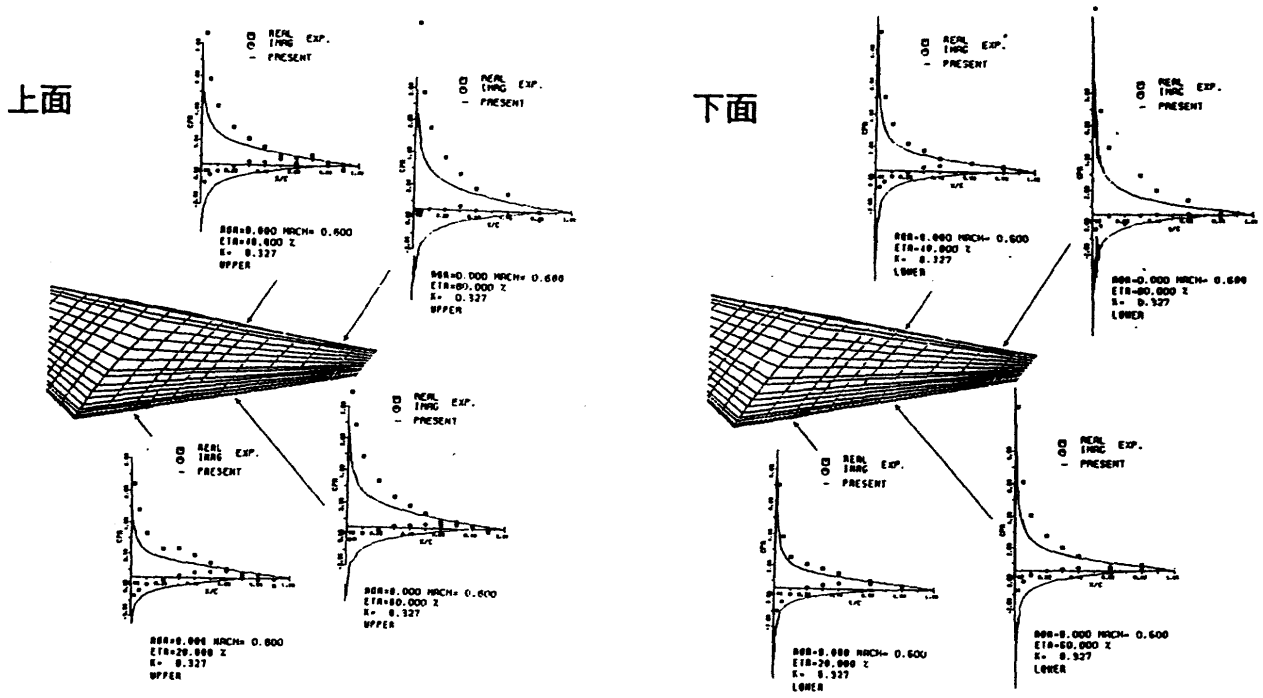


图7 表面压力非正常成分 (M=0.6)

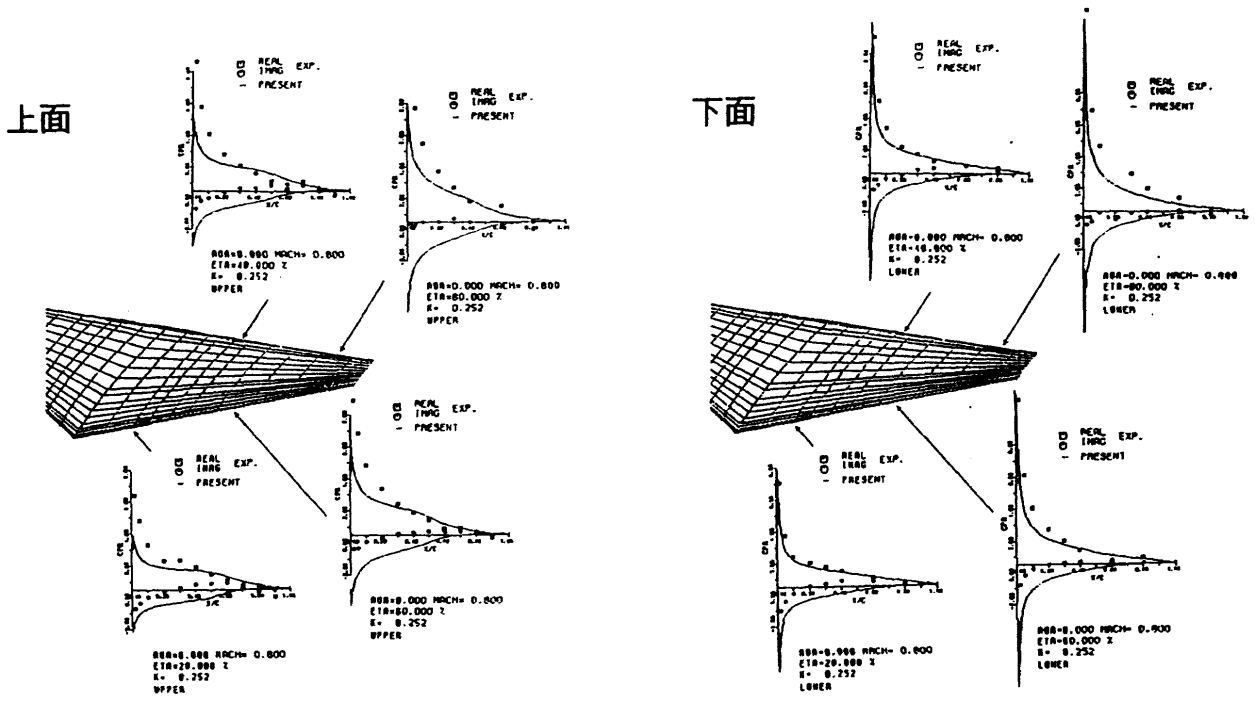


图8 表面压力非正常成分 (M=0.8)