

ベンチレーテッド翼型まわりの遷音速流れ場の 数値計算

加茂圭介* 谷泰寛* 天野完一**

Navier-Stokes Simulation of Transonic Flow Around Ventilated Airfoils

by

Keisuke KAMO and Yasuhiro TANI
Fuji Heavy Industries, Ltd.
Kanichi AMANO
Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

A ventilated airfoil, which has porous area or slits on its surface to generate passive ventilation, is expected to improve the lift-to-drag ratio in transonic flow region.

The flow characteristics of ventilated airfoils are simulated numerically using an improved 2-D compressible Navier-Stokes analysis code with boundary condition modified for ventilation.

1. はじめに

遷音速域での高揚抗比を実現し抵抗発散マッハ数を増加させる方法として、翼面上の衝撃波位置の前後の圧力差を利用しパッシブな空気循環を作るベンチレーテッド翼型の採用が考えられている(図1)。その数値シミュレーションには現象が境界層内の複雑な流れを本質的に持つために、ナビエ・ストークス解析が必要である。今回、TVD高精度風上差分化等の改良を加えた圧縮性2次元ナビエ・ストークスコードを用い、ベンチレーションの境界条件を数値的に与え、ベンチレーテッド翼型の計算を実施した。形態として多孔質壁を用いるもの(ポラス翼)とスリットを2箇所に設けるもの(スリット翼)の2つを比較計算し、実験との比較も行った。

2. 計算法

① 圧縮性ナビエ・ストークスコード
一般座標系で表された2次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式に陰解法を用い、左辺として対角化されたBeam-Warming ADI法¹⁾にさらに近似的LU分解を施したLU-ADI法²⁾を用いた。このままでは衝撃波前後での解の振動を抑え計算を安定させるために非線形の数値粘性項を加える必要がある³⁾。この数値粘性項の調整及び時間ステップの調整が必要となり最適値を選ぶのに経験が必要とし、解がしばしば拡散的になる傾向にあった。当コードでは右辺に改良されたChakravarthyタイプ⁴⁾の高精度風上TVD差分法^{4,5)}を導入することで数値粘性の調整を不要にした⁶⁾。

② 境界条件

Chenらにならって、数値的にベンチレーション

* 富士重工業株式会社

** 日本航空機開発協会

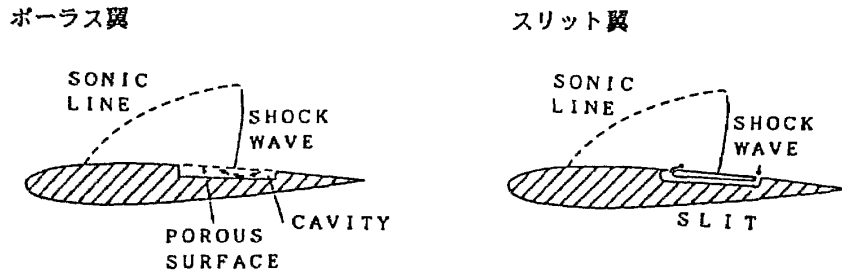


図1 ベンチレーテッド翼型概念図

の境界条件を与えた⁷⁾。

図2(a)に示すのがポラス翼の模式図である。表面から流出する速度 V_v は次式で与えられる(Darcyの法則)。

$$V_v = -\frac{1}{2} \sigma (C_p - \bar{C}_p) \quad (1)$$

C_p は表面での圧力係数、 \bar{C}_p はキャビティ内の圧力係数で、キャビティ内では一定と仮定する。 σ はポロシティーに関する量で、次のように計算される。

$$\sigma = \frac{\bar{\sigma} U_\infty}{a^*} \quad (2)$$

ここで $\bar{\sigma}$ はポロシティー分布関数、 a^* は臨界音速、 U_∞ は一様流速である。キャビティ内に入り出す質量 Q の総和は0であるので、 ρ を表面での密度として、

$$Q = \int_s \rho V_v d_s = 0 \quad (3)$$

(1), (3)式より、

$$\bar{C}_p = \frac{\int_s \sigma \rho C_p d_s}{\int_s \sigma \rho d_s} \quad (4)$$

で \bar{C}_p が求められる。 C_p は表面での圧力係数であり、圧力 P は次式(翼表面での運動量の式)で与えられる。

$$\begin{aligned} & (\xi_x \eta_x + \xi_y \eta_y) P_\xi + (\eta_x^2 + \eta_y^2) P_\eta \\ & = -\rho \{ U (u_\xi \eta_x + v_\xi \eta_y) + V (u_\eta \eta_x + v_\eta \eta_y) \} \end{aligned} \quad (5)$$

スリット翼については、翼面上の多孔質の範囲を2箇所に入れてモデル化した(図2(b))。

3. 計算格子

YXX試験研究の一環として富士重工業で設計さ

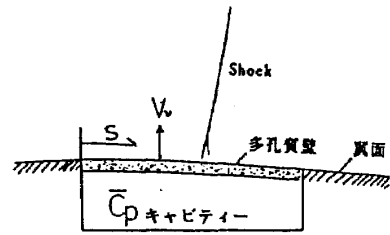


図2(a) ポラス翼模式図

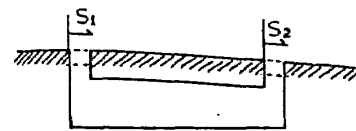


図2(b) スリット翼模式図

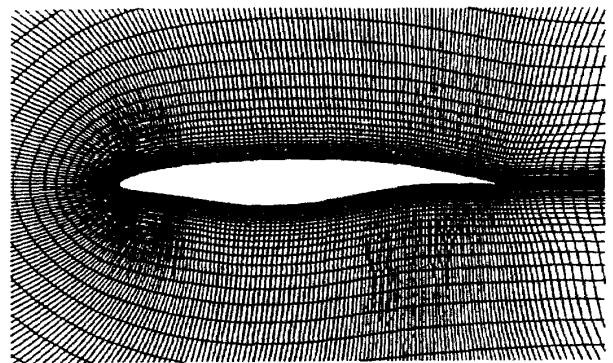


図3 計算格子(351×65)

れた遷音速翼型A10(設計マッハ数0.75, 設計揚力係数0.6, 翼厚比12%)をモデルに使い、351×65点、翼面上271点のC型格子を用いた(図3)。計算レイノルズ数は試験条件付近の 2×10^6 にあわせた。格子は富士重工業開発の翼型格子自動生成システムにより作成した⁶⁾。

4. 計算結果、及び風試結果との比較

4.1 ポーラスによる効果

50~80% c の位置の翼上面にポーラスをつけて計算した場合の表面 C_p 分布を図4に示す。式(2)の

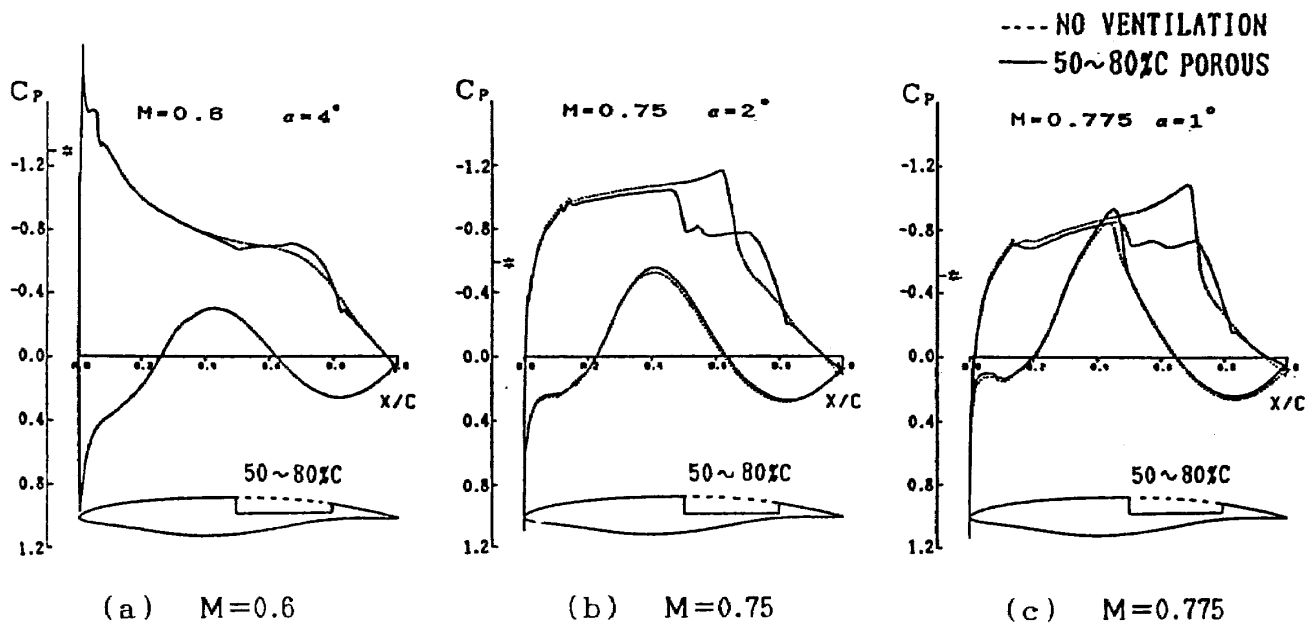


図4 ポーラス翼表面 C_p 分布 (計算結果)

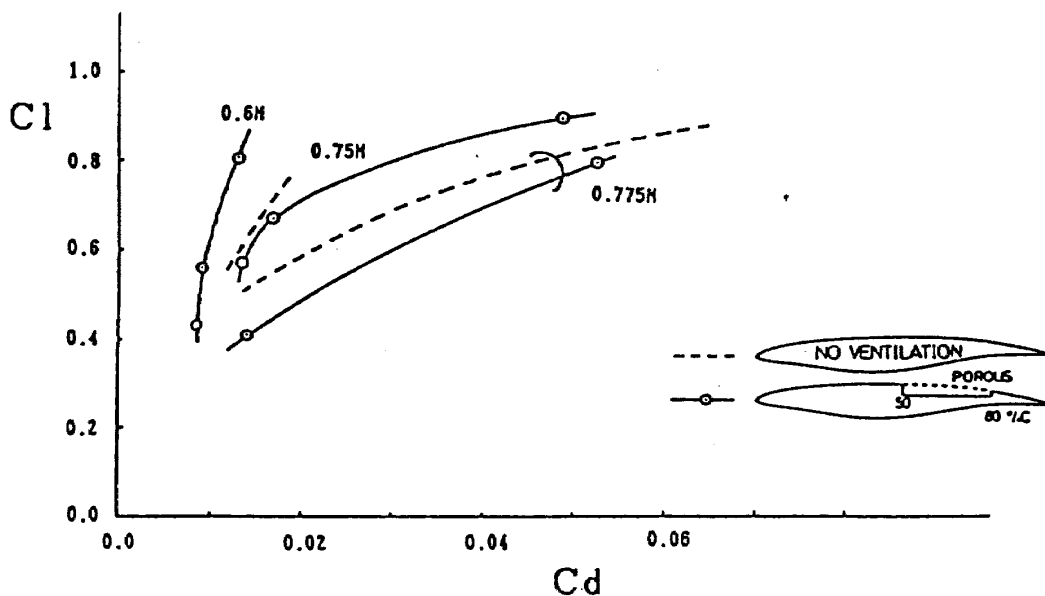
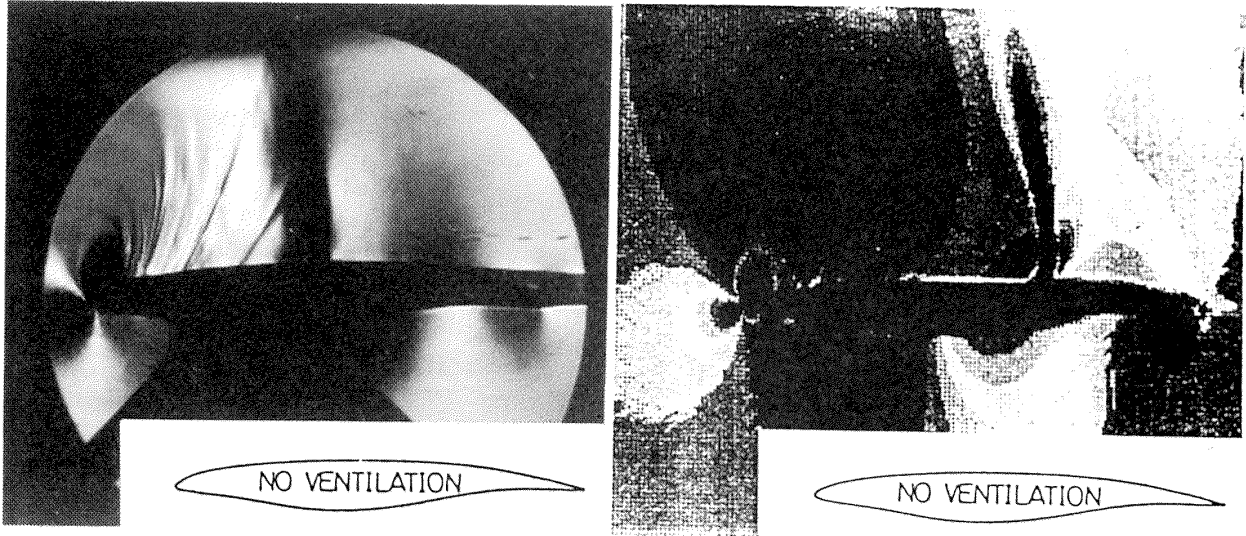


図5 ポーラス翼 $C_l \sim C_d$ 図 (計算結果)

$\bar{\sigma} = 0.3$ としてあり、これはポロシティ約 1.5% に相当する。0.75M, 0.775M では、ポーラスからの吹き出しにより垂直衝撃波の前方において、ポーラス前端から針め衝撃波が、その後方に弱い垂直衝撃波が立つ。また、翼上面の衝撃波は全体的に上流側へ移動する。垂直衝撃波を過ぎた流れはほぼ一定圧力を保ち、ポーラスの後端付近で圧力回復した空気がポーラスに吸い込まれている。70~80% c 付近で揚力の増加が見られるが、50~70% c で揚力が減少しているため、全体としては揚力は低下してい

る。0.6M では衝撃波がたたず、大きなベンチレーションは生じないので表面 C_p 分布の変化は小さい。 $C_l \sim C_d$ 曲線を図 5 に示す。0.6M ではほとんど違いはないが、マッハ数が高くなると、 C_l / C_d が悪化する傾向が見られた。これはポーラスのために衝撃波位置が上流側へ移動することによる揚力の低下が原因である。

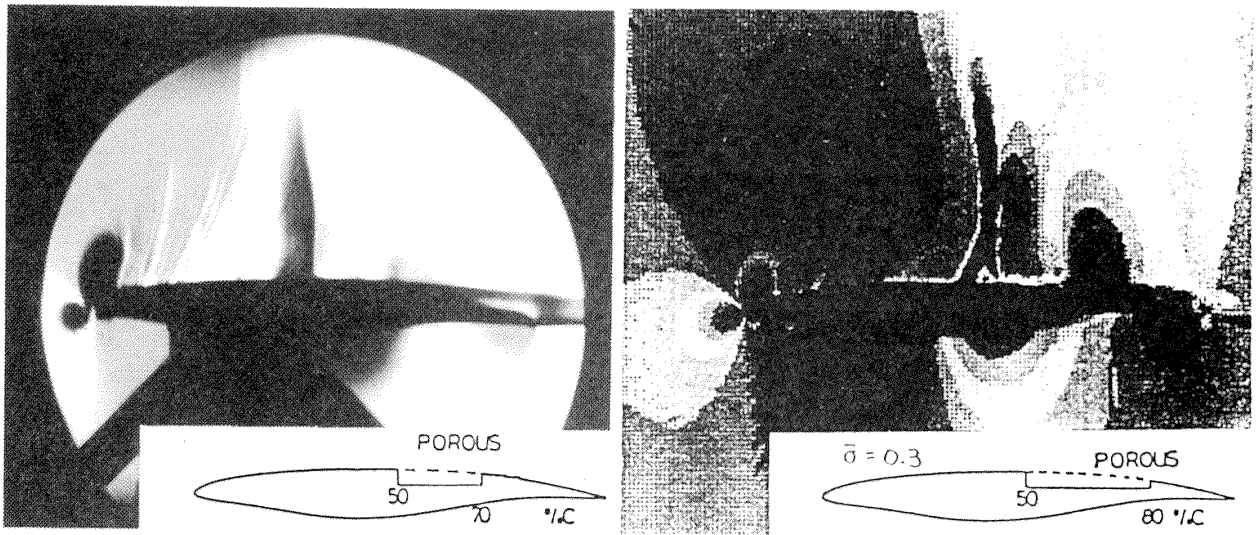
図 6 に風試結果との比較を示す。(a) はベンチレーションなしの場合であり、風試結果のシュリーレン写真と計算結果の等密度勾配分布 (シュリーレン・



風試結果

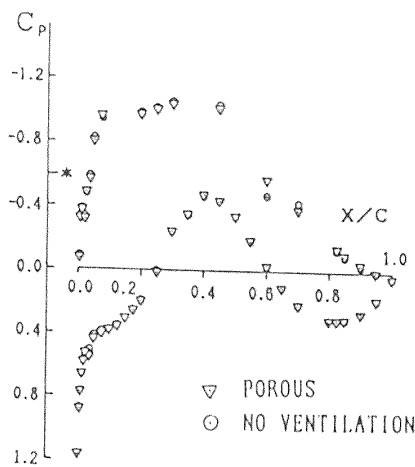
計算結果

(a) ベンチレーションなし



風試結果

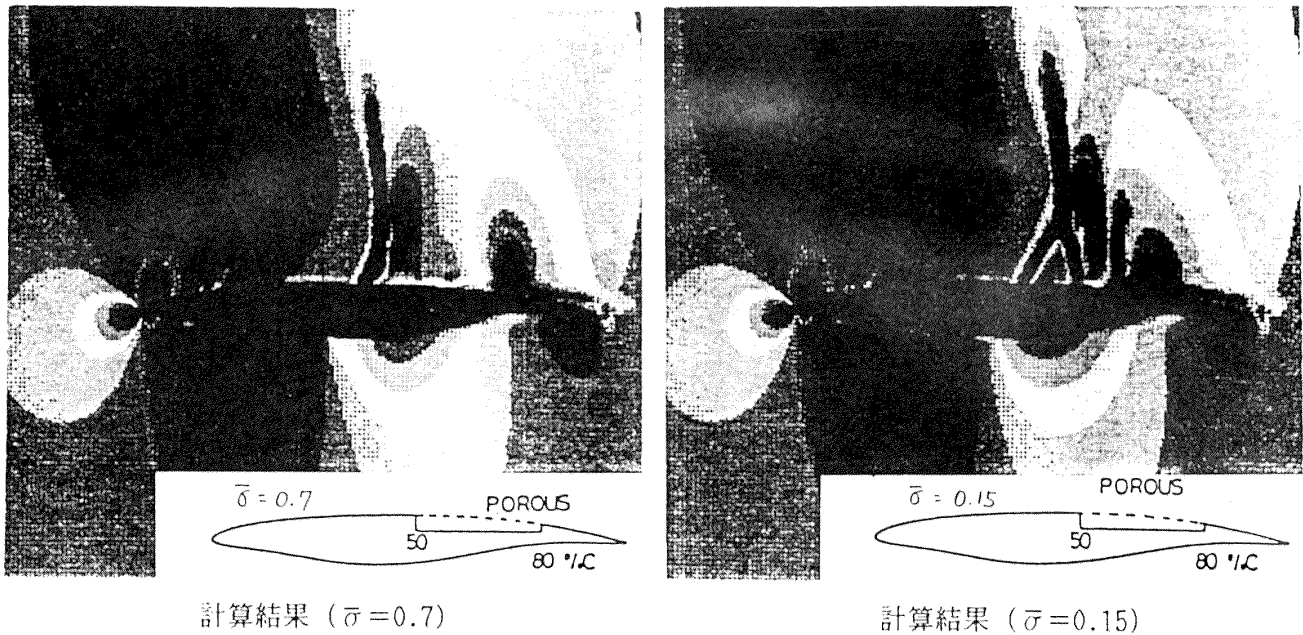
計算結果 ($\bar{\sigma} = 0.3$)



風試結果 表面 C_p 分布

(b) ポーラス翼

図6 計算と風試の比較 ($M = 0.75, Re = 2.58 \times 10^6$)



(c) ポロシティの違いによる変化

図6 (続き)

イメージ)を示す。計算条件は $M = 0.75$, $\alpha = 2\text{deg}$ であり、風試結果は同程度の C_l レベルとなる $M = 0.75$, $\alpha = 4\text{deg}$ である。この結果、風試では衝撃波位置が計算結果よりも上流側になったため、ポーラスは50~70% c 位置とし、ポロシティは約3% (開孔面積/翼面積)とした。(b)はポーラス翼の結果である。シュリーレン写真では明確ではないが、表面 C_p 分布を比較すると、計算結果のポーラス効果は風試と一致していることがわかる。

また、(c)にポロシティを変化させたときの計算結果を示す。 $\bar{\sigma} = 0.7$ とすると垂直衝撃波が上流側へ移動しポーラス前端の斜め衝撃波と一体化し、 $\bar{\sigma} = 0.15$ とすると逆に垂直衝撃波が下流側へ移動し斜め衝撃波は弱くなることがわかる。

このことより、ポーラス位置、ポロシティを調整して C_p 分布を変化させることにより、 C_l/C_d を改善させることも可能であると考えられる。

4.2 スリットによる効果

55, 75% c 位置にスリットをつけて計算した場合の表面 C_p 分布を図7に示す。75% c 位置で圧力回復した空気を翼表面に垂直に吸い込み、55% c 位置で翼表面に沿った方向に吹き出させた。その結果、0.75M, 0.775Mでは、75% c 位置のスリッ

トからの吸い込みによって衝撃波後の境界層の発達を抑えられ、55% c 位置のスリットからの吹き出しにより境界層内の低い運動量の空気が加速され、衝撃波が下流側へ移動して揚力が増加している。0.6Mでは吸い込み位置付近で C_p に若干の変化が見られるほかは違いは見られない。

図8に $C_l \sim C_d$ 図を示す。0.6Mでは C_l/C_d の違いは見られないが、0.75M, 0.775Mでは改善が見られる。

図9に風試結果との比較を示す。風試ではスリットの位置は40, 75% c としてある。

(a)の風試結果のシュリーレン写真と計算結果とを比較すると、流れ場の様子に相違が見られる。この原因は、計算では翼表面に沿った方向に吹き出しを行っているが、風試ではこれが実現されていないためであると考えられる。そこで、55% c 位置で翼表面に垂直に吹き出して計算を行った結果を(b)に示す。これを(a)の風試結果のシュリーレン写真と比較すると良い一致を示しており、風試ではほぼ垂直方向に吹き出していることがわかった。この場合、吹き出し位置に斜め衝撃波が生じているがすぐ後ろで膨張している。また、垂直衝撃波はベンチレーションなしの場合とほとんど同じ位置で発生しており、衝撃波を下流側へ移動させる効果は得られていない

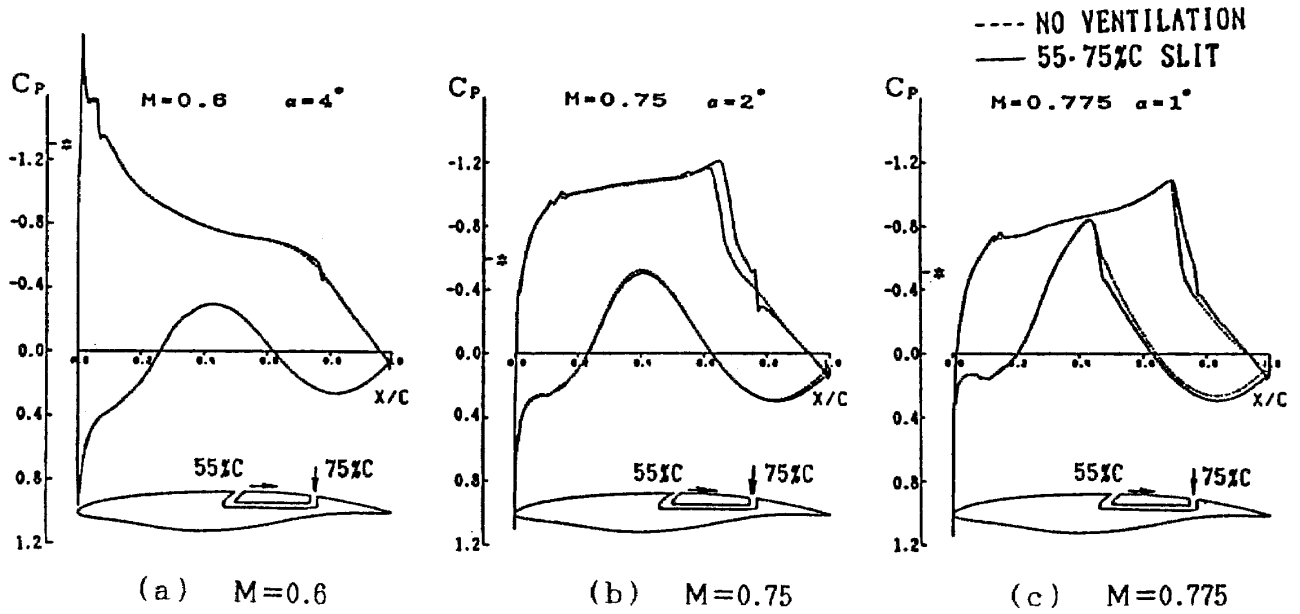


図7 スリット翼表面 C_p 分布 (計算結果)

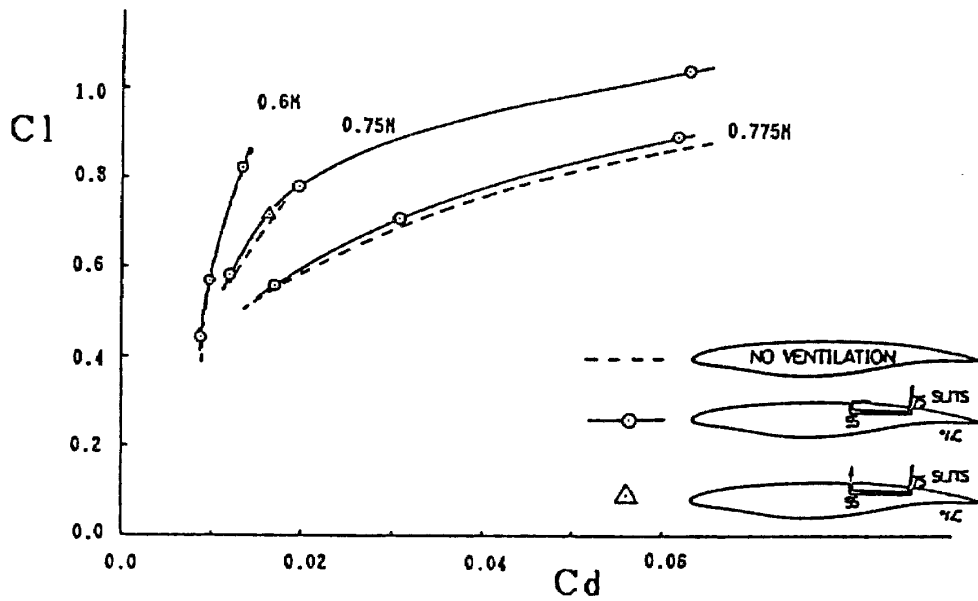


図8 スリット翼 $C_l \sim C_d$ 図 (計算結果)

が、 C_l/C_d は改善されている(図8)。今後、風試模型の吹き出し方法に改良を加えて翼に沿った方向へ吹き出すようにして風試を行い、吹き出し方向の違いによる得失について検討を加える必要がある。

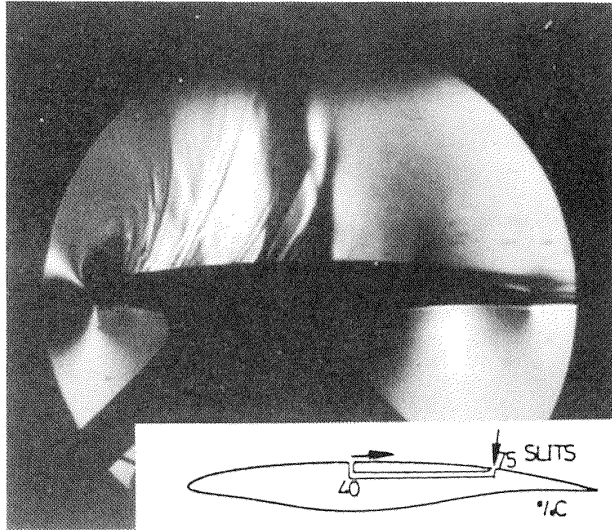
4.3 境界層厚さの比較

図10に $M=0.75$ の翼上面の排除厚の計算結果を示す。ポラス翼では吹き出しによってポラス前端から徐々に排除厚が厚くなり、結果的に後縁付近では原翼より厚いものとなっている。しかし、原翼で見られるような衝撃波位置での不連続性はない。

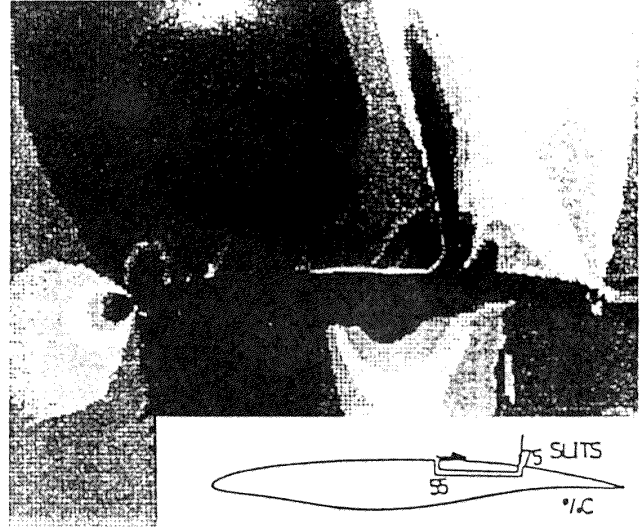
スリット翼は、ポラス翼よりベンチレーションの量が少なく、吹き出しは排除厚にほとんど影響しておらず、衝撃波後方での吸い込みにより衝撃波が後方にずれ、その分排除厚は薄くなる傾向にあると推測される。

5. 結 論

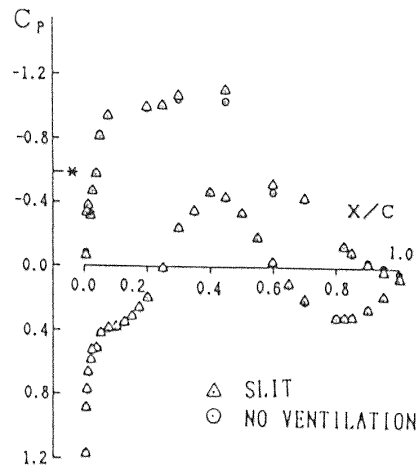
2次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式により、遷音速翼型に対するポラス、スリットによるベンチレーション効果の数値解析を行い、風試結果との比較を行った。その結果、ポラス翼では C_l/C_d は



風試結果

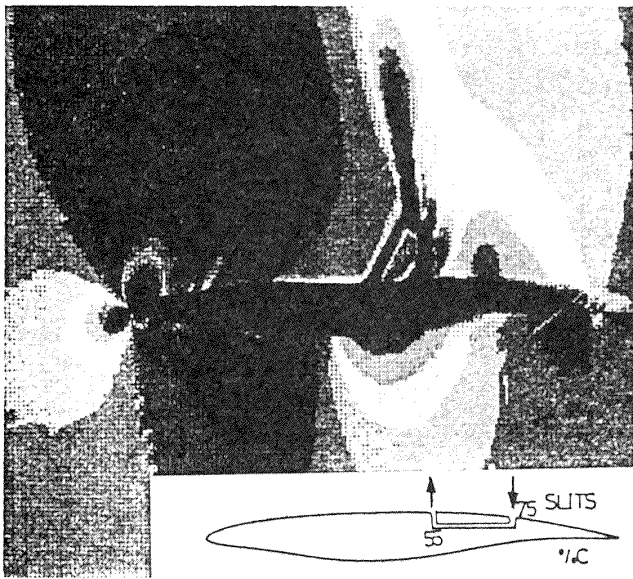


計算結果 (55% c 水平吹き出し)

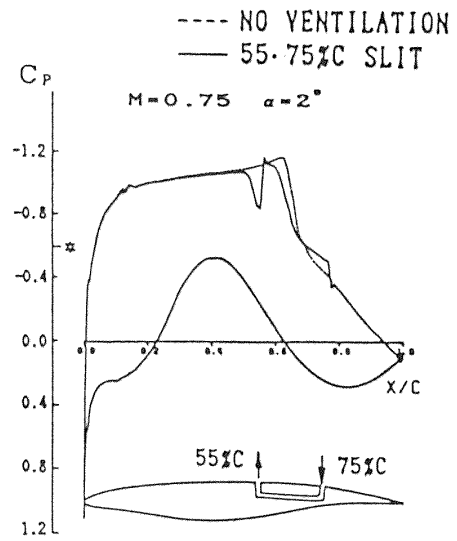


風試結果 表面 C_p 分布

(a) スリット翼



計算結果



計算結果 表面 C_p 分布

(b) スリット翼 55% c 垂直吹き出し

図9 計算と風試の比較 ($M=0.75, R_e=2.58 \times 10^6$)

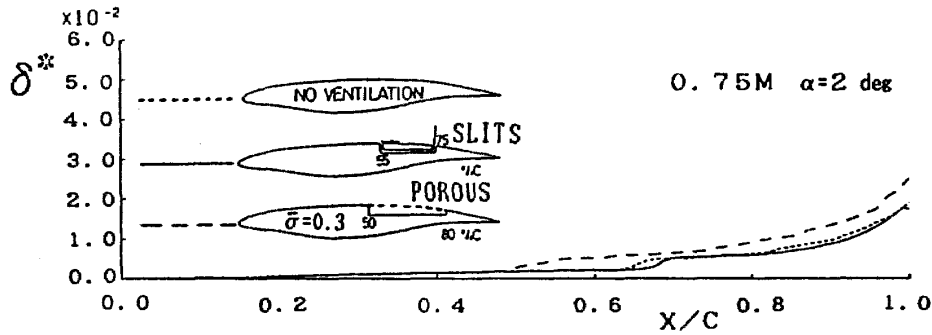


図10 排除厚の比較(計算結果)

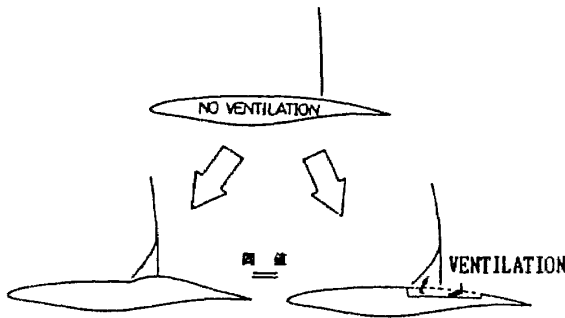


図11 ベンチレーションの物理的效果

悪化し、スリット翼では C_l/C_d は改善された。

ベンチレーテッド翼は、ベンチレーションにより物理的に翼型が変化することと同値の流れの変化が起こっていると考えられる(図11)。ポラス・スリット位置、及びポロシティの最適化を行うことにより、吸い込み、吹き出しによる損失を補う流れの変化をもたらすことが可能である。その結果、翼型設計においてベンチレーションを考慮することにより、従来の翼型では得られなかった遷音速域での揚抗比の向上が期待される。

今回、風試結果との定量的な比較はできなかったものの、ベンチレーションの効果は風試結果と一致しており、ナビエ・ストークス計算がこの種の問題の解析にも有効であることがわかった。

また計算時間は、(株)計算流体力学研究所のNEC SX-2上で1ケースあたりCPU 5分程度であった。これは、スーパーコンピュータを使えば翼型設計にナビエ・ストークス解析が十分活用できるレベルにあることを示している。

今後さらに、剝離した後の計算が行える乱流モデルの開発、風試データの補正法等の改良を加えることにより、風試結果と定量的に比較が行えるものと考えられる。

なお、本研究は日本航空機開発協会から富士重工業(株)が受注したYXX試験研究の一環として実施されたものである。

6. 参考文献

- 1) T. H. Pulliam and D.S. Chaussee: A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm, J. of Comp. Phys. Vol. 39, 1981, pp. 347-363.
- 2) S. Obayashi and K. Kuwahara: An Approximate LU Factorization Method for the Compressible Navier-Stokes Equations, J. of Comp. Phys., Vol. 63, 1986, pp. 157-167.
- 3) T.H. Pulliam and J.L. Steger: Recent Improvements in Efficiency, Accuracy, and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms, AIAA-85-0360.
- 4) S.R. Chakravarthy and S. Osher: A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, AIAA-85-0363.
- 5) Y. Takakura, T. Ishiguro and S. Ogawa: On the Recent Difference Schemes for the Three-Dimensional Euler Equations, AIAA-87-1151CP.
- 6) 加茂, 石井: ナヴィエ・ストークス翼型解析ツールの開発, 日本航空宇宙学会第19期年会講演集, 1988, pp.101-102.
- 7) C-L, Chen, C-Y. Chow, T.L. Holst and W.R. van Dalsem: Numerical Simulation of Transonic Flow over Porous Airfoils, AIAA-85-5022.