

## 二次元翼まわりの非圧縮性流れ

中村佳朗\* 石黒満津夫\* 保原充\*

### Two-Dimensional Incompressible Flows around an Airfoil at Several Attack Angles

by

Yoshiaki NAKAMURA, Mitsuo ISHIGURO, and Michiru YASUHARA

#### ABSTRACT

Two-dimensional incompressible flows were numerically solved for two problems, using stream function-vorticity formulation with second-order accuracy in space and first-order accuracy in time. First, we solved flows around an NACA0012 airfoil at a Reynolds number of 10000 at angles of attack up to 15. Separation and generation of vortices were well simulated. Secondly, we applied this method to a flow around a circulation controlled airfoil, where a jet is emitted along the airfoil surface. The result indicates that outside the jet near the trailing edge the flow is deflected downward, and that vortices play a significant role at the initial stage.

#### 1. はじめに

我々は、ここで、我々が扱っている非圧縮性流れの計算に関する基本的な問題（解き方及び適用例）のいくつかについて述べる。ここでは、空間2次精度の場合に限る。先ず最初は、 $\psi-\omega$ （流線と渦度）法による、迎角15度までのNACA翼まわりの流れについて、その後で、やはり同じ方法による、循環制御翼まわりの流れへの適用について簡単に述べる。

#### 2. 剥離流れのシミュレーション

我々は、レイノルズ数10000におけるNACA0012翼まわりの流れを簡単なスキームで解き、その流れの様子を調べた。迎角は、0, 5, 10, 15である。なお、小川等は<sup>1)</sup>、翼が非定常に動く場合を取り扱っているが、ここでは簡単に、各迎角固定の場合を解析する。

先ず、解いた式は、一般座標で書かれた $\psi-\omega$ を従属変数とする式で、以下のように表せる<sup>2)</sup>。

$$\omega_t + \{y_\eta(u\omega)_\xi - y_\xi(u\omega)_\eta\}/J + \{x_\xi(v\omega)_\eta - x_\eta(v\omega)_\xi\}/J = (\alpha\omega_{\xi\xi} - 2\beta\omega_{\xi\eta} + \gamma\omega_{\eta\eta} + \sigma\omega_\eta + \tau\omega_\xi)/J^2 Re \quad (1)$$

$$\alpha\psi_{\xi\xi} - 2\beta\psi_{\xi\eta} + \gamma\psi_{\eta\eta} + \sigma\psi_\eta + \tau\psi_\xi = -J^2\omega$$

ただし、メトリック等は、次のように書かれる。

$$J = x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi, \alpha = x_\eta^2 + y_\eta^2, \beta = x_\xi x_\eta + y_\xi y_\eta, \gamma = x_\xi^2 + y_\xi^2,$$

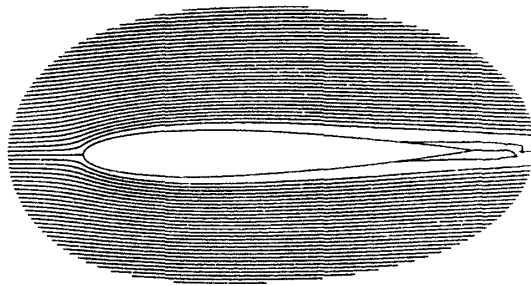
$$D_x = \alpha x_{\xi\xi} - 2\beta x_{\xi\eta} + \gamma x_{\eta\eta}, D_y = \alpha y_{\xi\xi} - 2\beta y_{\xi\eta} + \gamma y_{\eta\eta},$$

$$\sigma = (y_\xi D_x - x_\xi D_y)/J$$

$$\tau = (x_\eta D_y - y_\eta D_x)/J \quad (2)$$

この式を時間微分に関しては、オイラーの陰解法で、空間微分に関しては、2次精度差分で行った。これらの結果について紹介する。第1図は、迎角0度の場合の流れを示す。(a)図の流線図を見ると後縁付近で剥がれているのが分かる。(b)図は、渦度分布図で、

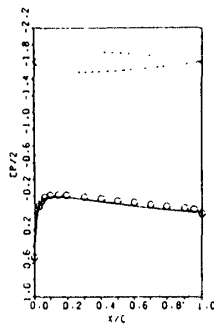
\* 名古屋大学 工学部



(a) 流線



(b) 渦度



CL = 0.003794  
 CD = 0.034554  
 CDP = 0.011564  
 CDF = 0.022991

(c) 圧力

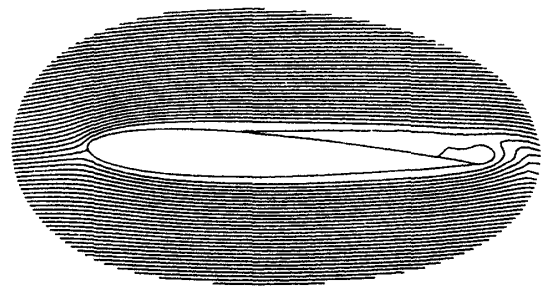
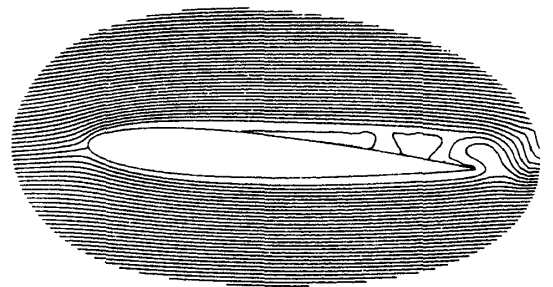
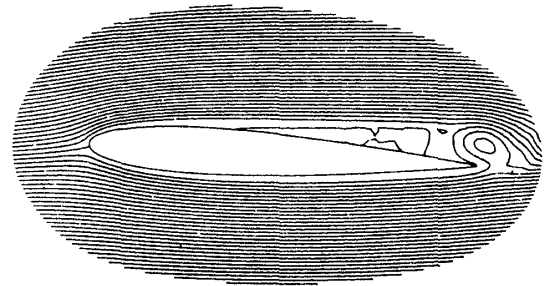
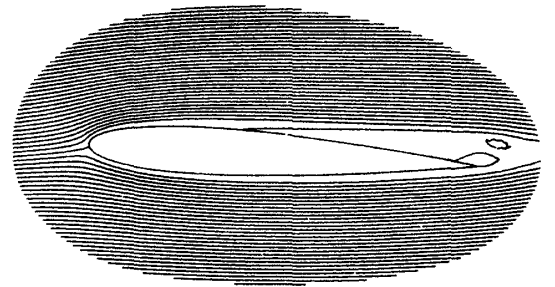
第1図 迎角0度における流れの様子

境界層が成長して、それがそのまま下流に流されて行くのが分かる。実線は負、波線は正の渦度である。(c)図は、圧力分布図で、Davisの計算結果<sup>3)</sup>と比較してある。時間が十分経っていないために ( $t = 5.077$ ), 多少圧力が小さ目に出ているが、定性的には、良く一致している。続いて、第2図に、迎角が5度の場合の結果を示す。0度の場合と違って、剥離点が少し上流に上って、翼真中より少し前に来ているのが分かる。このことは、(b)図を見ても明らかで、真中付近で、渦のシートが翼上面から剥がれているのが良く分かる。又、後縁付近に渦が発生しているのも見られる。(c)図は、圧力分布図で、0度の場合に比べて、頭付近で、圧力差が出て来ている。

第3図には、迎角10度の場合の結果を示す。(a)図は、流線図で、この迎角になると翼上面で、かなり大きな渦が生成される。(b)図は、それに対する渦度分布で、前縁付近から渦シートがかなりはっきりと剥がれ、翼の中程で、ひとつの大きな渦になっては、下流に流されて行くのが良く表されている。これら

に対する圧力分布図が、(c)図に載っている。前縁付近で、先程のに比べて、大きな圧力差が出ているのと同時に、翼上面で発生した大きな渦に対応して、圧力が振動しているのが分かる。これは、渦の中心で、負圧が大きくなるのに対応している。

第4図では、迎角が15度の場合の結果を示そう。この場合には、明らかに、10度の場合と比べて、翼上面に出来る渦が大きくなり、時間と共に下流に流されて行くのが分かる。又、(b)図には、この場



(a) 流線

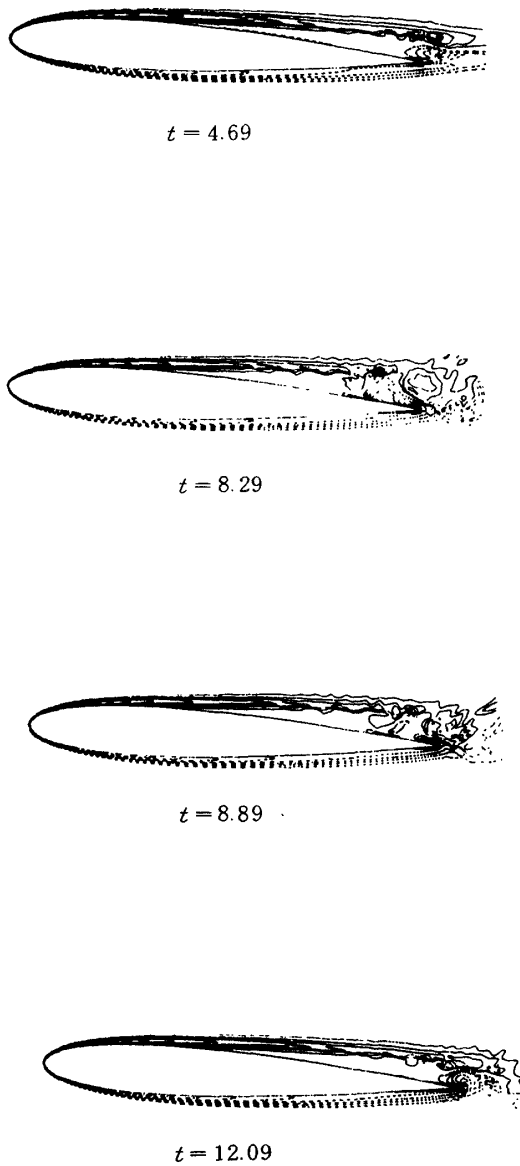
第2図 迎角5度における流れの様子

合の、渦度分布が示されており、10度の場合と比べて、翼上面での剥離した渦シートの長さが短く、すぐ不安定性が出て、大きな渦に成長して行くのが分かる。又、下面側では、比較的、おとなしい境界層を示しているが、後縁付近で、大きな渦が発生しているときには、その余波として、後縁から渦が火花のように散らばり、下面側では、上流方向に向かうのが見られる。これに対する圧力分布は、(c)図に示されており、前縁付近では、10度より更に圧力差

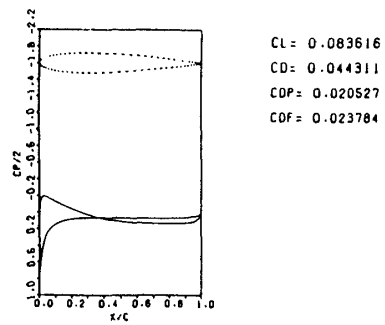
が大きく表れ、又、翼上面のかなりの部分で、渦の発生による、圧力振動が出ているのが分かる。又、その振幅も迎角10度の場合に比べて大きいのが特徴である。

### 3. 循環制御翼まわりの流れの計算

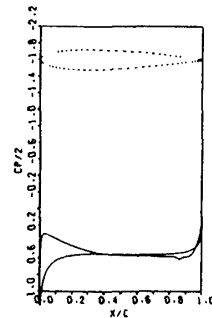
物体表面に沿い、噴流を流すことにより、翼のまわりの循環を増し、それによる揚力増加をねらっている循環制御翼は、それ自体面白い発想である。た



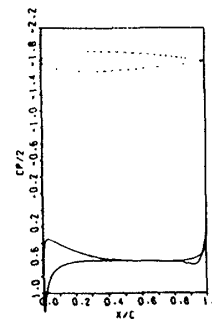
(b) 渦度



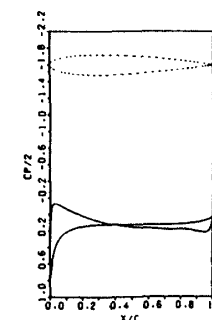
CL = 0.083616  
CD = 0.044311  
CDP = 0.020527  
CDF = 0.023784



CL = 0.112911  
CD = 0.060850  
CDP = 0.034759  
CDF = 0.026092



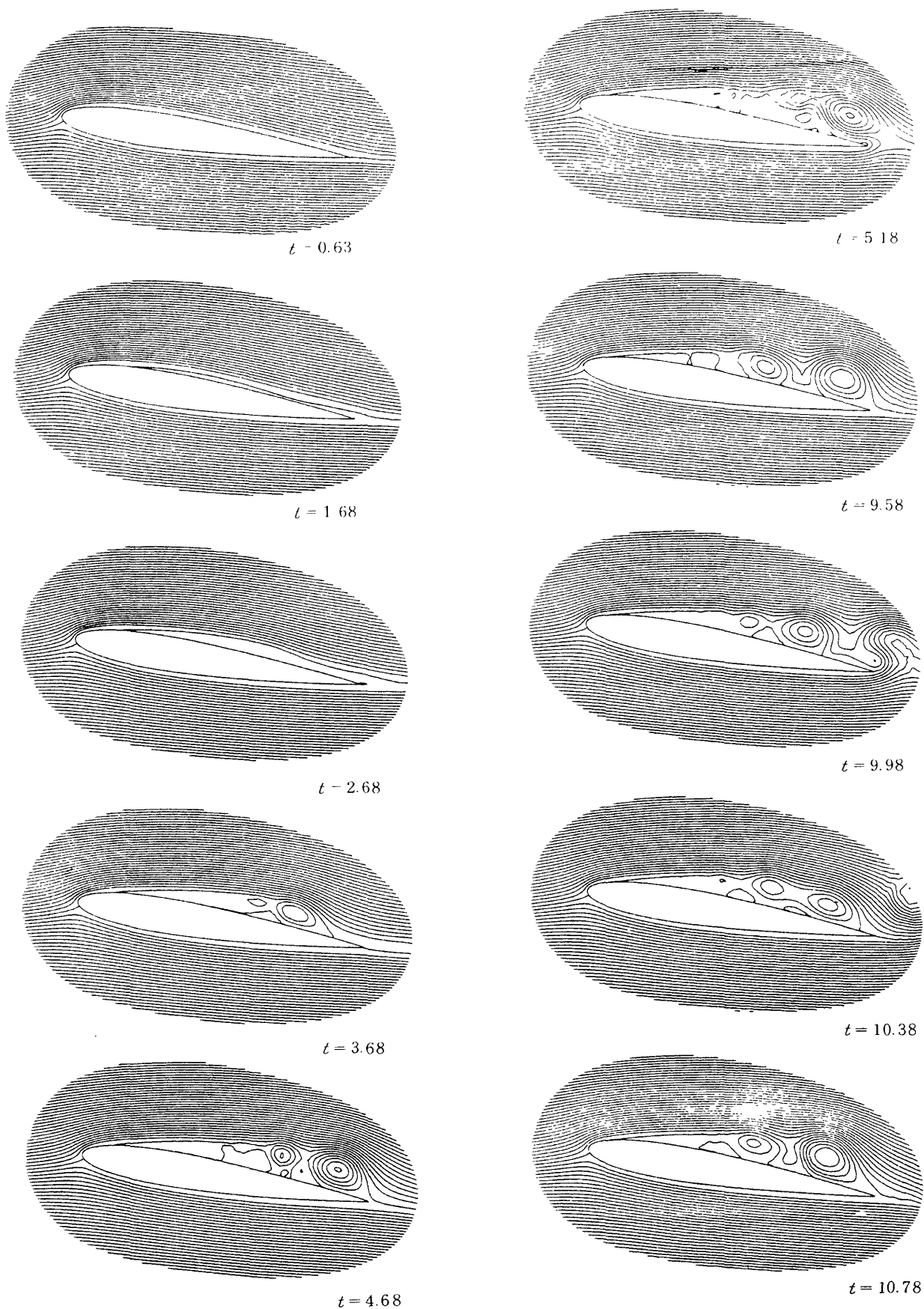
CL = 0.141789  
CD = 0.061025  
CDP = 0.035242  
CDF = 0.025783



CL = 0.078367  
CD = 0.050301  
CDP = 0.024019  
CDF = 0.026282

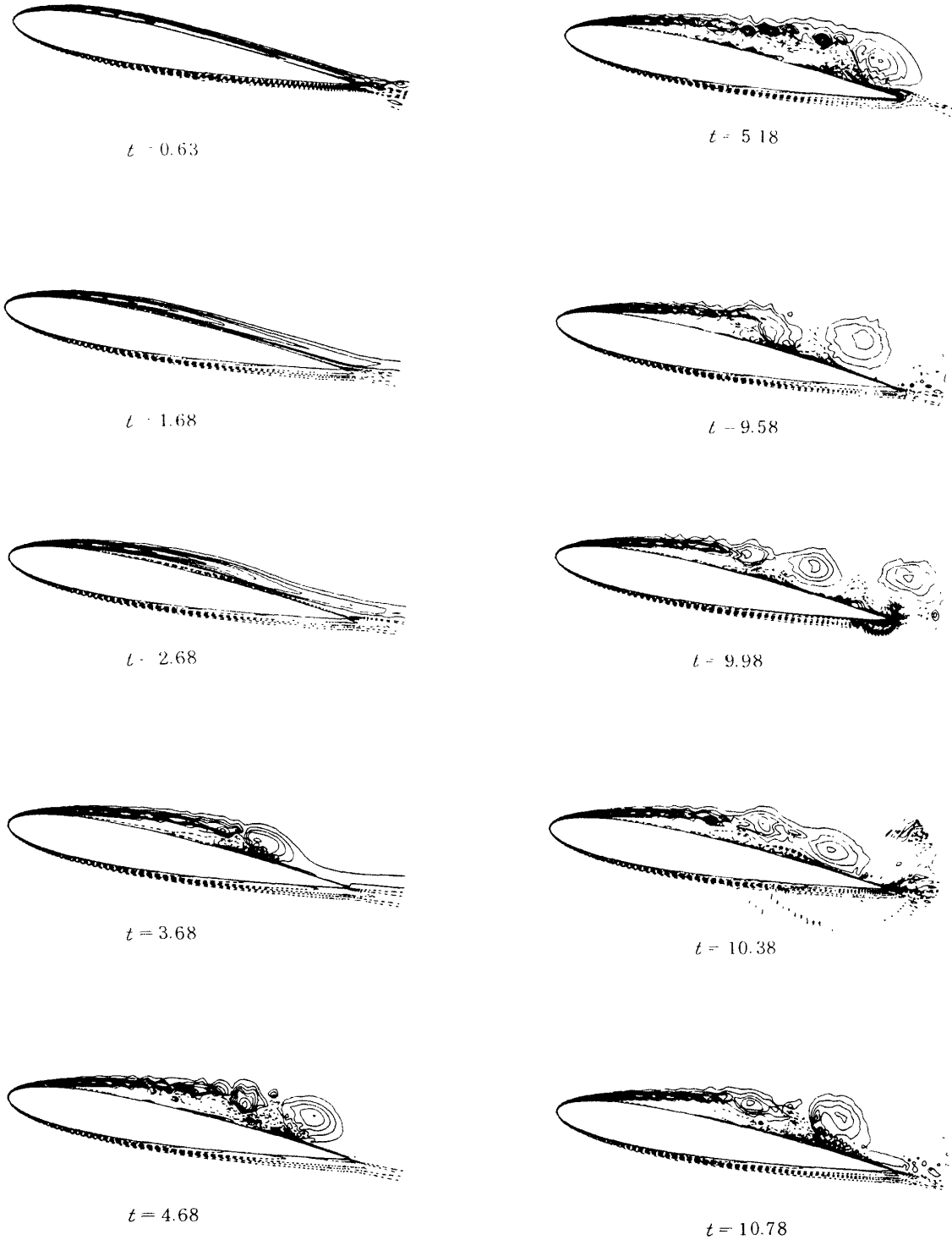
(c) 圧力

第2図 迎角5度における流れの様子(続き)



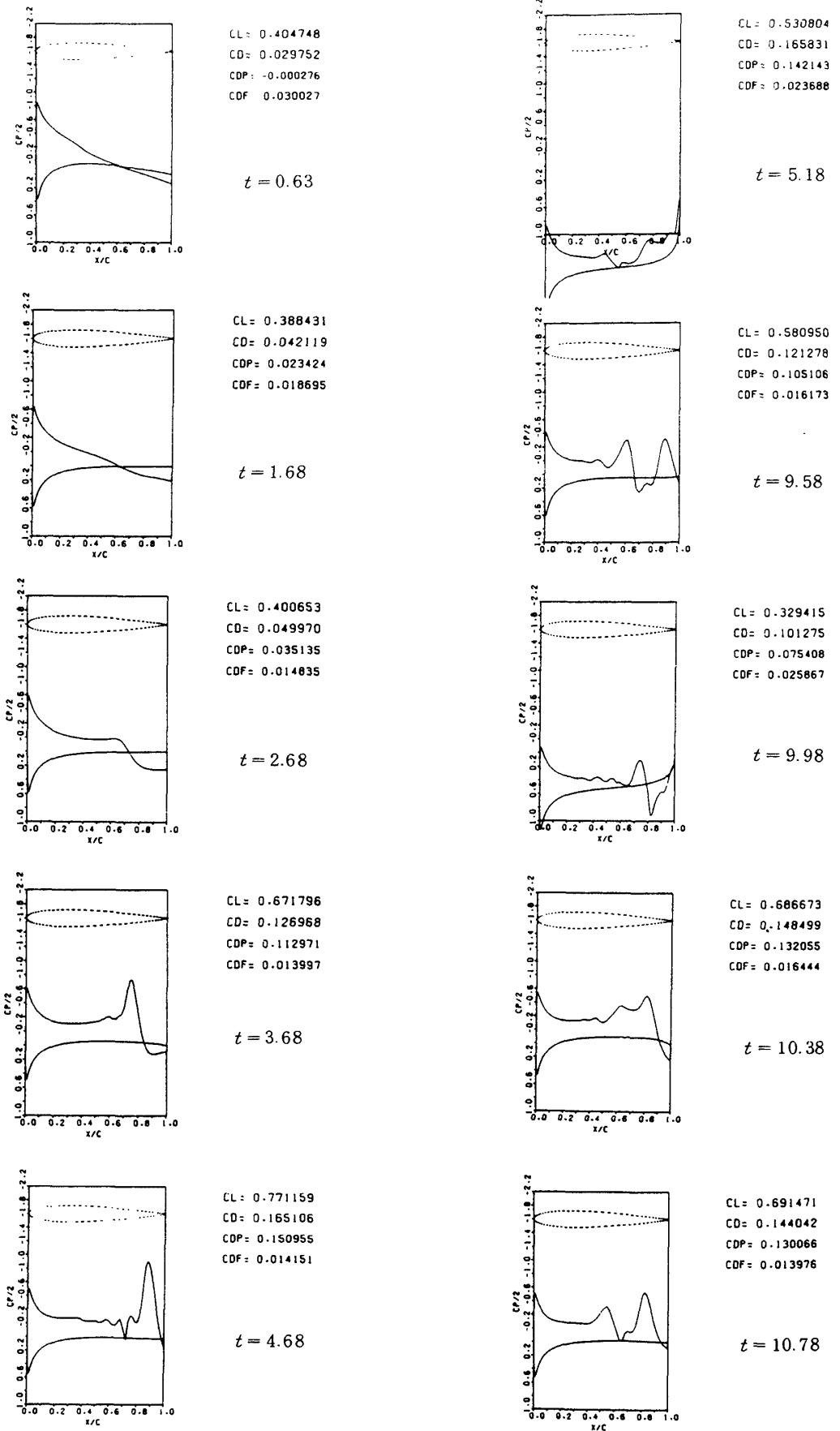
(a) 流線

第3図 迎角10度における流れの様子



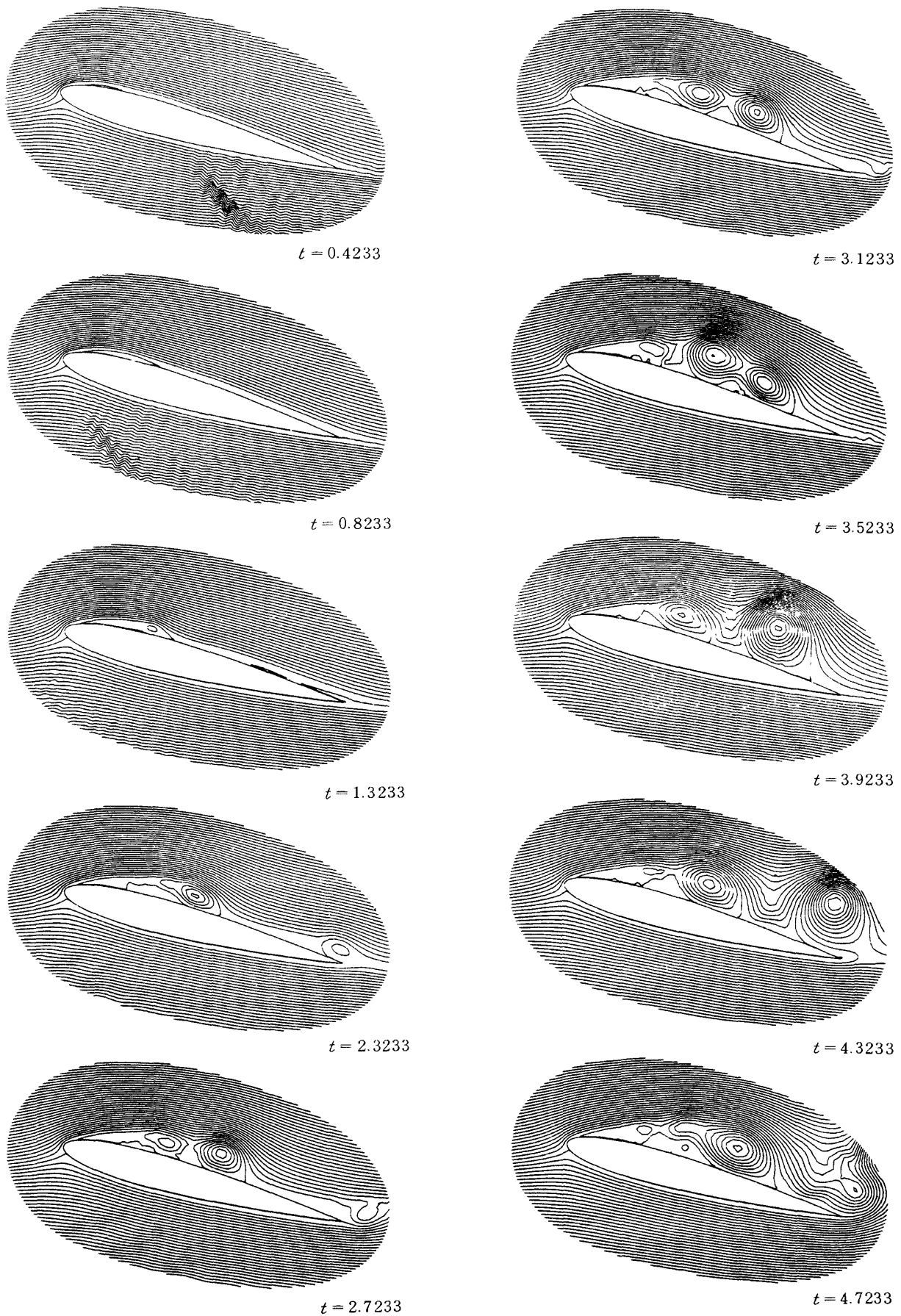
(b) 渦度

第3図 迎角10度における流れの様子(続き)



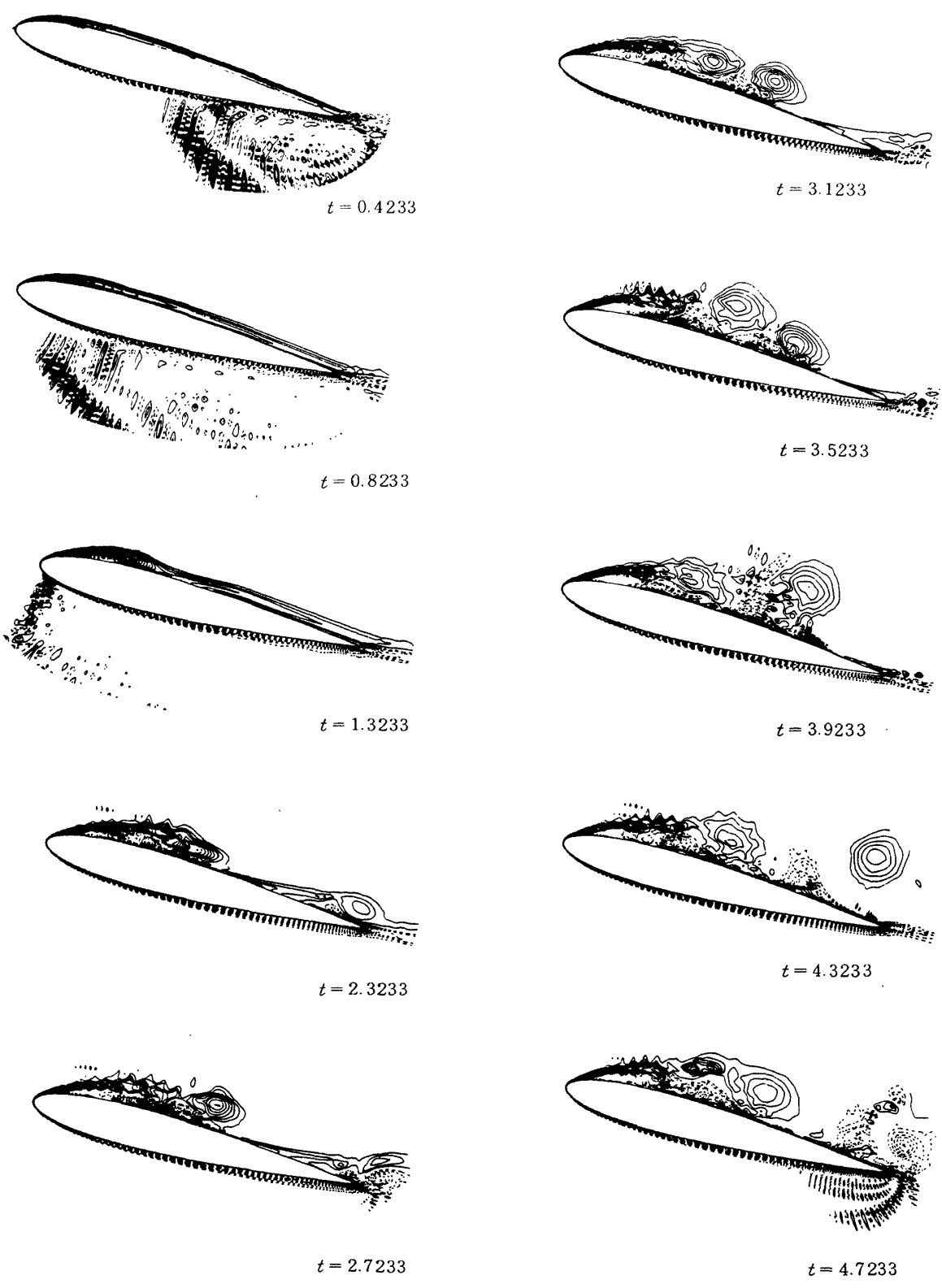
(c) 圧力

第3図 迎角10度における流れの様子(続き)



(a) 流線

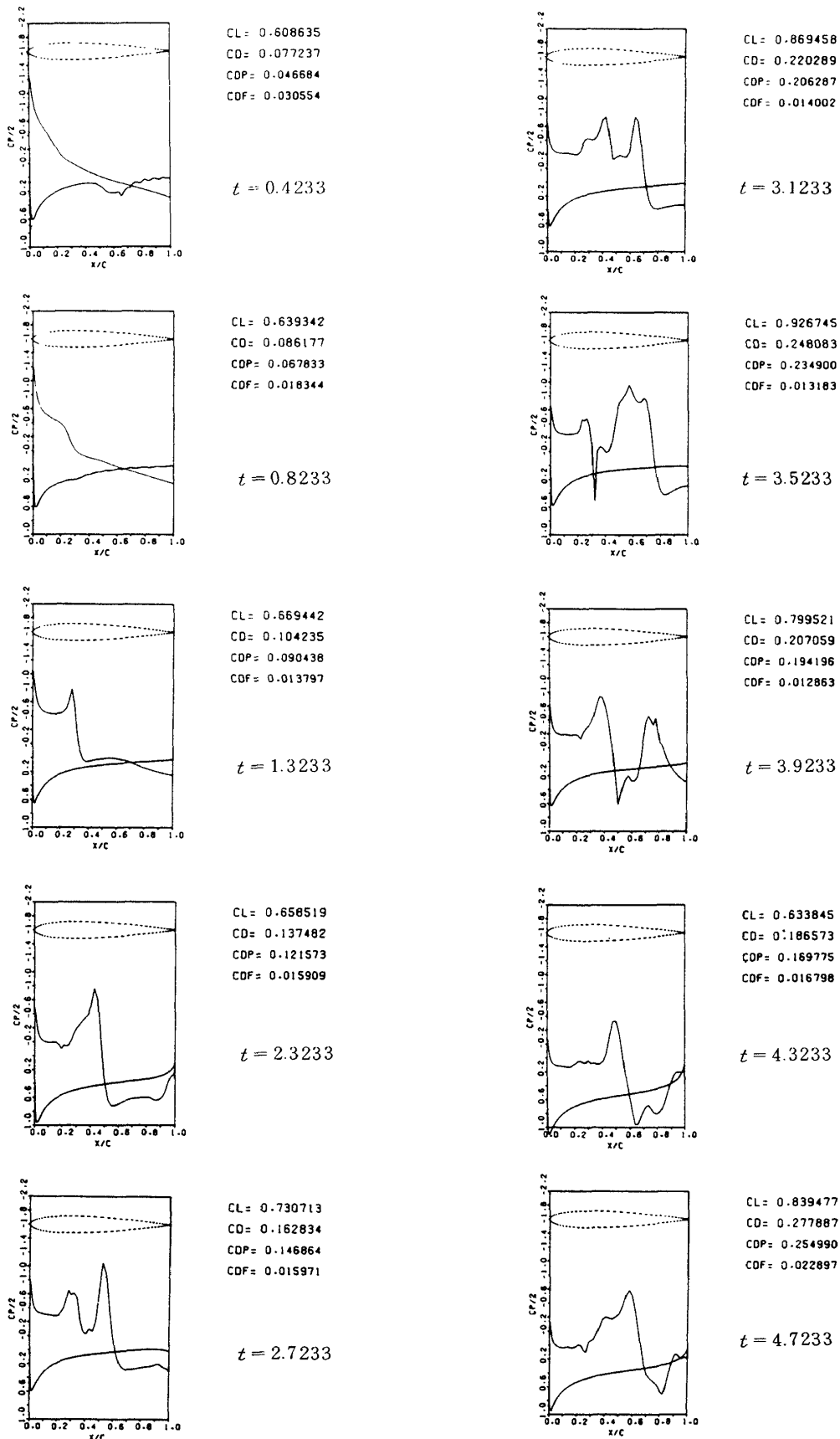
第4図 迎角15度における流れの様子



(b) 渦度

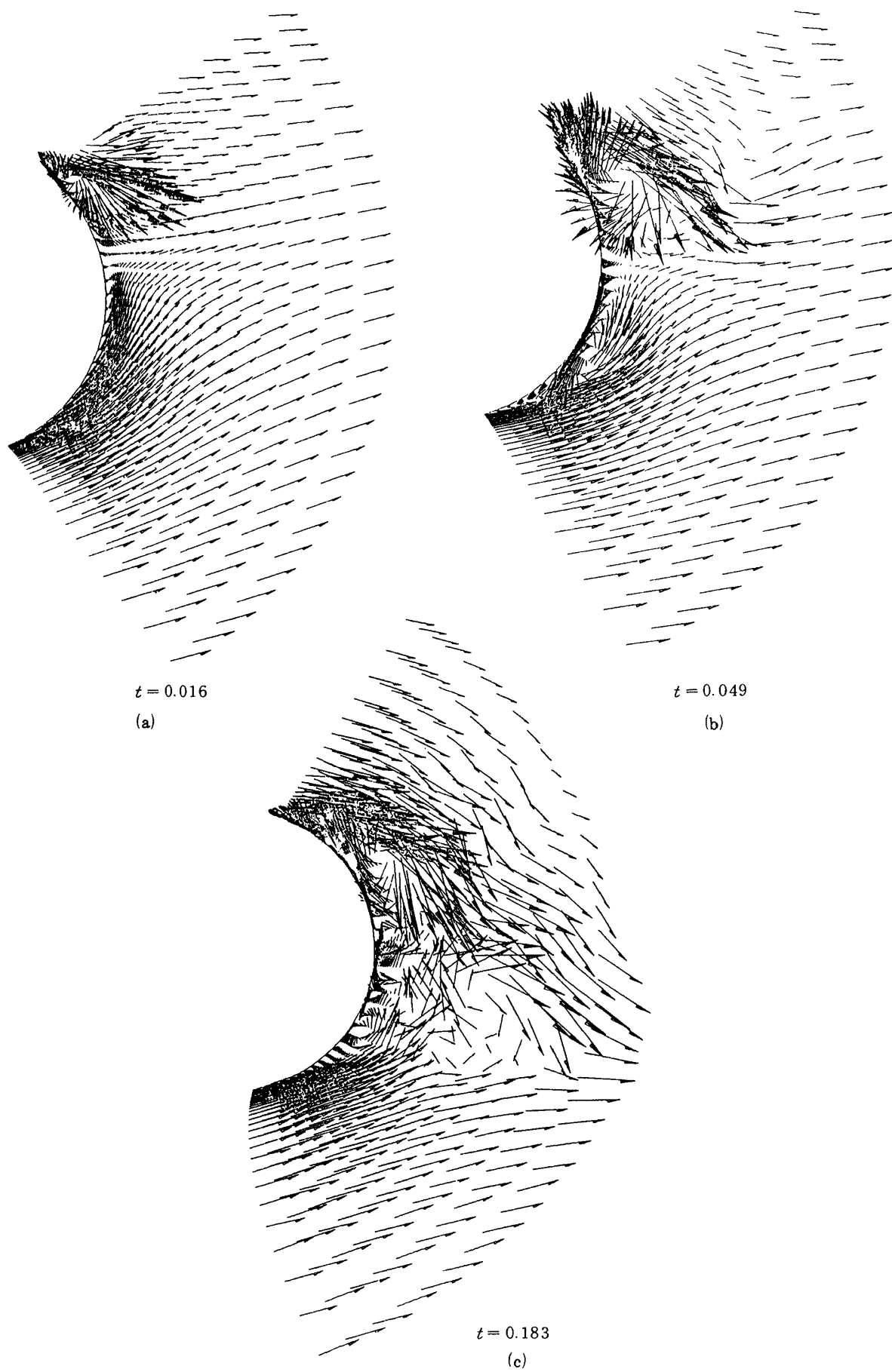
第4図 迎角15度における流れの様子(続き)





(c) 圧力

第4図 迎角15度における流れの様子(続き)



第 5 図 循環制御翼の後縁付近の流れ

だ、それを応用する場合の技術的困難さ等により、その応用に関しては、発展段階である。この基本的な流れの性質を調べるために、我々は、数値シミュレーションにより、循環制御翼まわりの流れを解いている。第2節で述べた方法は、噴流を含むような場合にも適用出来、その方法が比較的安定しているので、循環制御翼まわりの流れに適用した。実験との比較を考慮して、レイノルズ数は、10000とし、吹き出し速度は、最大値で、一様流の8倍になる場合を解いている。初期において、非常に小さな時間刻みを強いられ、まだ時間的には長い計算に到っていないが、噴流の後ろに出来る渦の挙動や、噴流により、速い流れが、後縁付近で、上面から下面に向かって引き込まれて行く様子が良く出ている。第5図には、時間と共に翼後縁付近の流れが変化して行く様子を示す。初期の段階では、噴流と翼表面の間に渦が発生し、その後、もうひとつの反対回りの渦が下面側に出来、時間と共に、これらの渦が変形し下流に押し流されて、上から下への強い流れの回り込みが出来ているのが見られる。

#### 4. おわりに

空間2次精度の差分法により、翼まわりの流れの非定常解を求めた。迎角を種々に変えることにより、

その流れの特性は変化して来る。特に、迎角が大きくなると、剥離は、剥離点近くで、せん断流的な様相を強く示す。循環制御翼に関しては、噴流により、外側の流れが、曲げられて行く様子が、この計算で、良く表されている。初期の段階では、噴流により出来る渦と、翼下面がわの流れが剥離して行くときの渦が特徴で、その後、いくつかの大小の渦が入り組んで、複雑な流れのパターンを呈する。予想ではあるが、更に時間が経つと噴流が一層壁に近付いて行くことが予想される。

#### 参 考 文 献

1. 小川 哲, 石黒登美子: 非定常ナビエ Stokes の数値シミュレーション, 第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1984, pp.43-51.
2. Thompson, J.F., Thames, F.C. and Mastin, C.W.: Boundary-Fitted Curvilinear Coordinate Systems for Solution of Partial Differential Equations on Fields Containing Any Number of Arbitrary Two-Dimensional Bodies, NASA CR-2729, 1977.
3. Davis, J.E.: A Rapid Implicit-Explicit Solution to the Two-Dimensional Time-Dependent Incompressible Navier-Stokes Equations, NASA CR3330, 1980.

