

## アイシングのシミュレーション

高橋大輔\* 桑原邦郎\*\*

## Numerical Simulation of an Aircraft Icing

by

Daisuke TAKAHASHI and Kunio KUWAHARA

## ABSTRACT

A finite difference method was developed to simulate aircraft icing. An air flow was calculated by solving compressible Navier-Stokes equations directly. The accretion of ice to the NACA0012 airfoil at various angles of attack was calculated from trajectories of supercooled liquid drops through that flow.

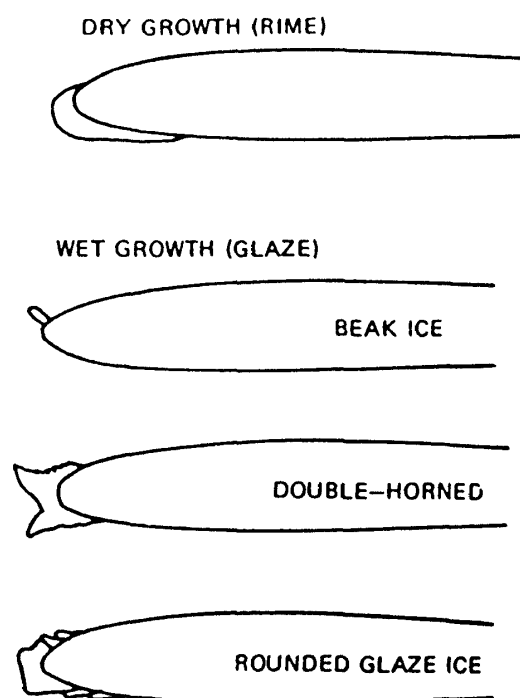
## 1. 序 論

アイシングとは、微小な過冷却水滴を多量に含んだ低温空气中を航空機が飛んでいる際、水滴が翼面上にぶつかり、相転移を起こして氷となり、翼に付着する現象をいう。これにより事実上、翼の形が変化し、揚力の低下を招く。このため翼内部に熱源を設け、例えば周期的に電流を通すことにより、ある程度以上の凝結を防ぐなどといった予防策を設けている。

凝結した氷の形や状態は、そのときの気象条件や迎角、速度などによって大きく異なり、いくつかのタイプに分類される。第一のタイプは、水滴が翼面上に衝突したとき、すぐに相変化を起こし、空気を含んだ霜状の氷(Rime Ice)となるものである。これは比較的乾いた状態のときに起こりやすい。また湿った状態もしくは水滴の径が大きいような場合には、翼面上及び氷自身の上で、空気の抵抗によって水分が翼後方に流れ(Run Back Effect)、その後に凝結するというタイプがある。これは大きく分けて3種類の形状に分類される。(図1参照)<sup>1)</sup>特に、

Beck Ice は迎角が大きく、比較的凝結が起こりにくい状況下で、水滴が翼の先端上部に吸い込まれ、そこで空気の断熱膨張によって翼温度が低くなった場合によく見られる。さて、これらの氷の形状を定める条件として考えられるものを列挙すると、

## 1. 翼形状

図1 氷の形状の分類 (Flemmingら<sup>1)</sup>)

\* 東京大学

\*\* 宇宙科学研究所

2. 飛行速度及び迎角
  3. 翼の温度分布及び熱特性
  4. 過冷却液滴の直径, 密度及び温度
  5. 空気の温度
  6. 氷自身の状態
  7. 空気, 氷及び翼の熱伝導, 熱伝達特性
- などが挙げられ, 非常に複雑なものとなっている。

## 2. 翼及び氷上の熱収支

過冷却の水滴が翼に衝突する際, 翼面上及びそこに凝結した氷上で, どのような熱収支が存在するかを考える。以下にその主なものを並べる。<sup>3)</sup>

1. 空気, 氷及び翼内での熱伝導
2. 空気, 氷及び翼間での熱伝達
3. 氷の昇華
4. 衝突した水滴自身の温度変化及び, 相転移による潜熱放出。
5. Run Back Effect による水と氷, 翼間の熱収支
6. 空気の摩擦熱
7. 衝突した水滴の運動エネルギー放出 など。

しかし, 上記の過程すべてを計算に組み込むことは, 殆ど不可能であるといつてよい。また主に効いてくる過程のみを取り上げても, まだ非常に複雑なものとなる。そこで今回は, 非常に簡単なモデル化を行うことにする。

まず, 遠方に空気と同じ凝固点以下の温度で, 一定半径の過冷却液滴が, 一様な密度で分布しているとする。その水滴が, 空気の流れにのって翼に衝突する。このとき, その水滴の軌跡は, 水滴と周囲の空気の相対速度より, 一様流中の球の抵抗値を元にして水滴速度を求め, それを時間積分することにより求めることにする。この軌跡を元にして翼面上に流入する水滴の量が求まる。そしてその水滴は, 翼面上での熱収支を全く考えずに, すべてその場で凝結すると仮定する。こうして次の時刻の氷の形状が求まり, それを元にして流れ場を解き直す。そして再び上記の過程を繰り返すことにより, 氷の形の時間変化が求まる。

以上のモデルは熱収支を全く考慮していないので, 序論で述べた氷の形状のタイプの違いは出て来ない。

しかし氷の形状変化と共に流れ場を解き直すことにより, 水滴の運動も含めた全体の状況がどのように変化していくかを観察するという役割を果す。<sup>2)</sup>

## 3. 数値計算アルゴリズム

数値計算は大きく別けて以下の3つの部分に分けられる。

1. ある翼形に対する空気の流れ場の差分計算
  2. その流れ場を用いた過冷却水滴の軌跡の計算
  3. 翼面上に衝突する軌跡からの流入量の計算, 及び氷の形状変化に伴う差分格子の切り直し
- ここで, 1については大林らのLU Factorcd Method<sup>4)</sup>を用いて, 圧縮性ナビエーストークス方程式の直接差分計算を行う。

2に対しては, 図2のように, 左の外側境界に1列に並べた一定半径の液滴を考え, 下式を元にしてルンゲークッタ法により時間積分を行い, 軌跡を求める。

$$\frac{\partial^2 \mathbf{x}}{\partial t^2} = \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} = -\frac{3}{8} \frac{1}{R} \frac{\rho_a}{\rho_w} C_D |\mathbf{v} - \mathbf{V}| (\mathbf{v} - \mathbf{V})$$

$\mathbf{x}$ : 水滴の位置

$\mathbf{v}$ : 水滴速度

$\mathbf{V}$ : 水滴まわりの空気の速度

$R$ : 水滴半径

$\rho_a$ : 空気の密度,  $\rho_w$ : 水滴密度

$C_D (=f(|\mathbf{v} - \mathbf{V}|))$ : 抵抗係数

ここで抵抗係数 $C_D$ は水滴と空気の相対速度のみに依存し, その値はStokesの抵抗法則を用いて計算する。このようにして, 図2に示したような各水滴の軌跡が計算される。

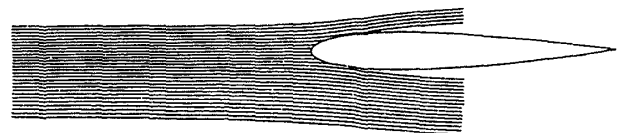


図2 水滴の軌跡

最後に3であるが, 今, 図3のように鉛直方向に $\Delta y$ の間隔で隣り合う2つの水滴が, 翼面上に $\Delta S$ の間隔で衝突したとする。すると翼面上での局所的な流入量が, (外側境界での流入) $\times \Delta S / \Delta y$ より求まる。これを隣接する各軌跡同士で求め, 翼面上での

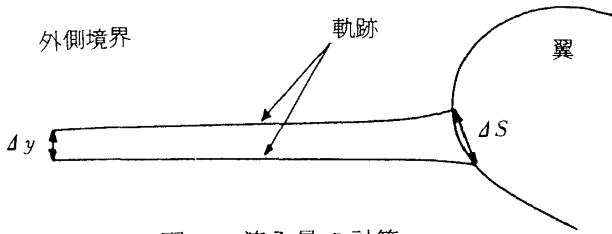


図3 流入量の計算

水滴流入分布が得られる。この分布から、氷の形状変化を計算し、差分格子をその氷付き翼に沿うように代数的に切り直し、再び1のステップに戻る。以上が今回行った数値計算のアルゴリズムである。

#### 4. 計算結果及び考察

翼形はNACA0012翼を用いた。図4に迎角 $2^\circ$ と $4^\circ$ のときの水滴の軌跡を示す。迎角 $4^\circ$ の方が $2^\circ$ のものより翼上部での衝突率が小さく、下部で大きいことがわかる。

迎角 $0^\circ$ のときの氷の凝結していない場合、及びある程度翼先端部に凝結したときの、等密度線及び等温度線をそれぞれ図5、図6に示す。氷の凝結したときは、氷のある部分と無い部分との境界で、流れ場に乱れが生じていることがわかる。図7にその部分の拡大図を示す。

図8に氷の凝結の有無による $C_p$ 曲線の比較を示す。氷が付着している方は、曲線がそこで乱れているが、

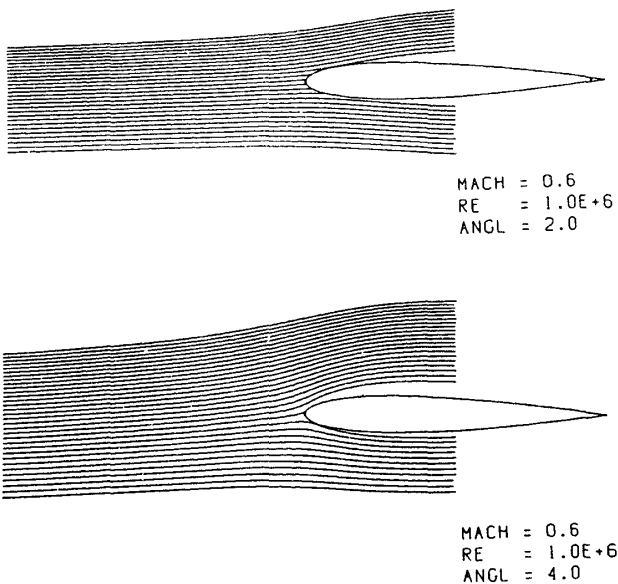


図4 水滴の軌跡

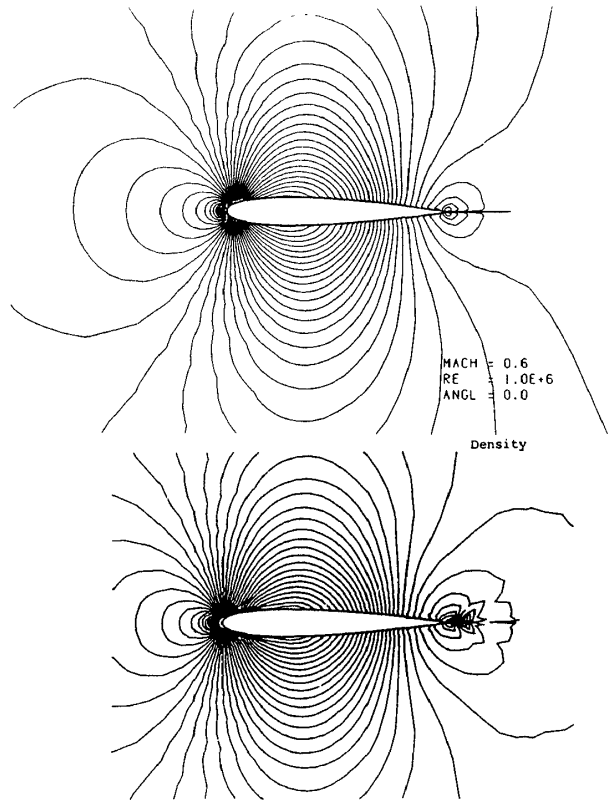


図5 等密度線 ( $\alpha=0^\circ$ )

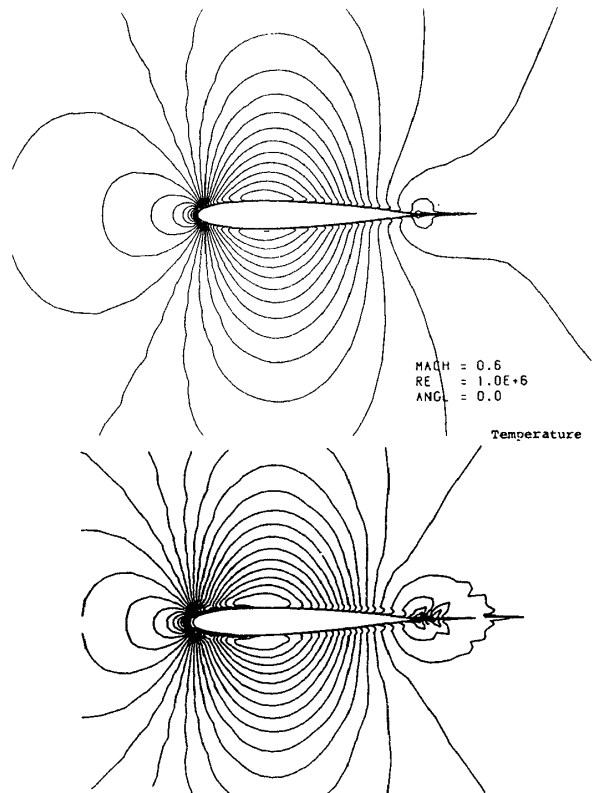


図6 等温度線 ( $\alpha=0^\circ$ )

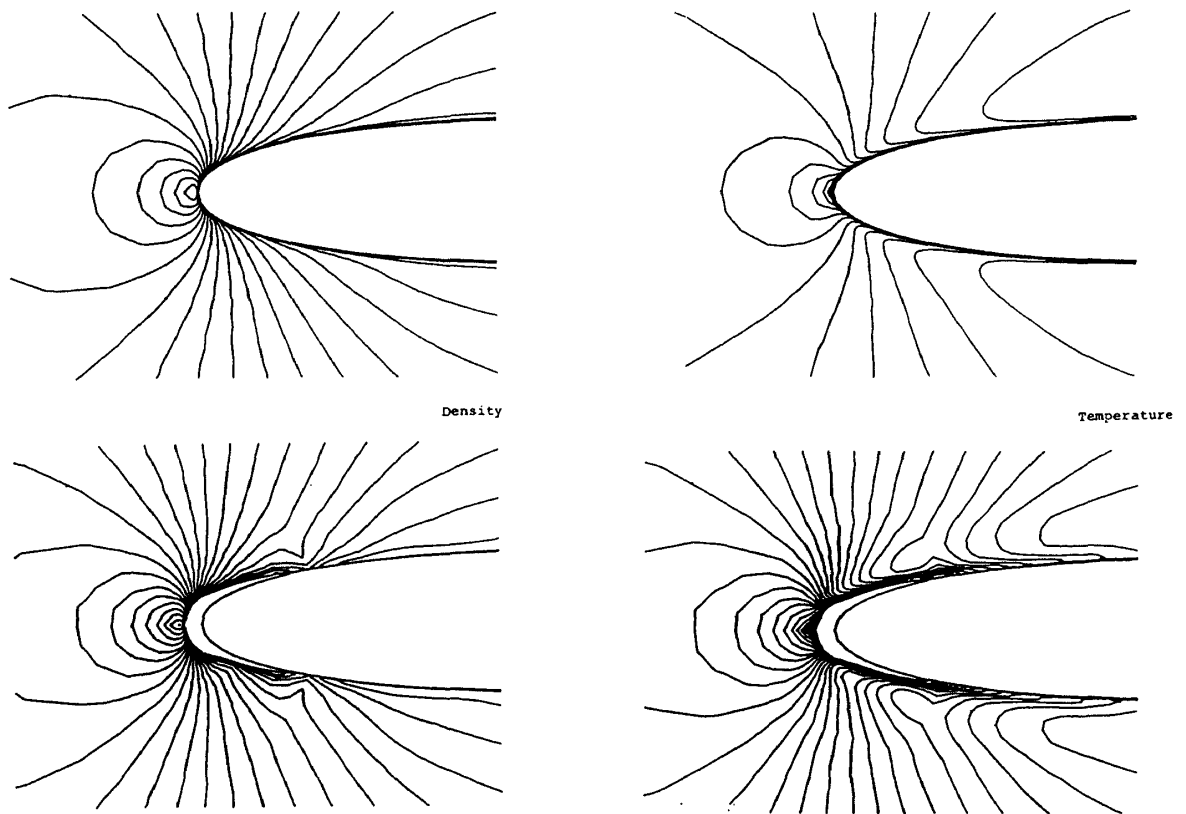
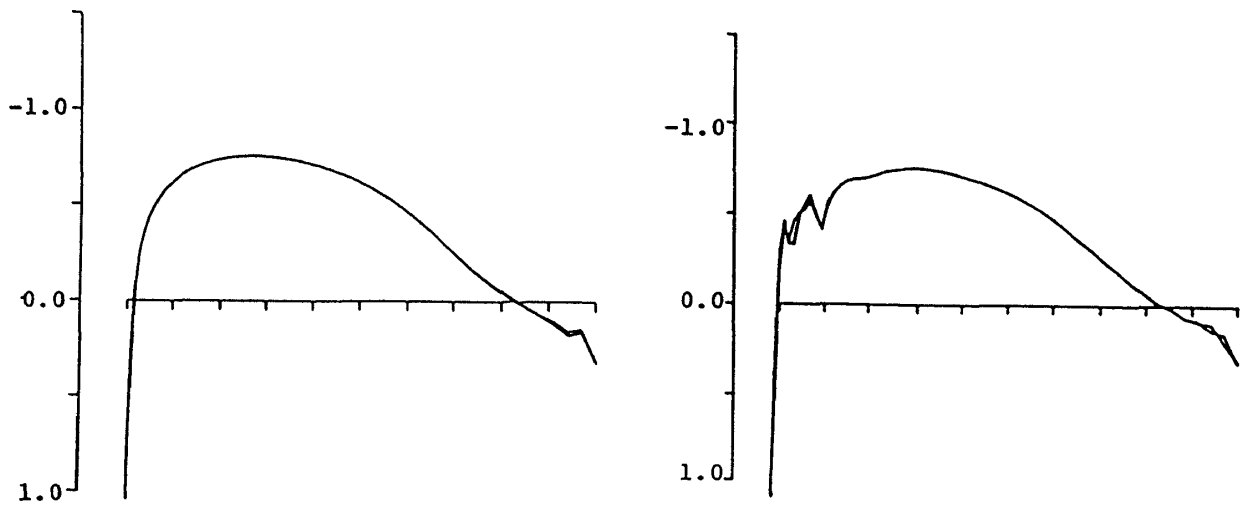


図 7 等密度線及び等温度線の拡大図



MACH = 0.6  
 RE = 1.0E+6  
 ANGL = 0.0

図 8  $C_p$  曲線の比較 (左: 凝結無し, 右: 凝結有り)  
 ( $\alpha = 0^\circ$ )

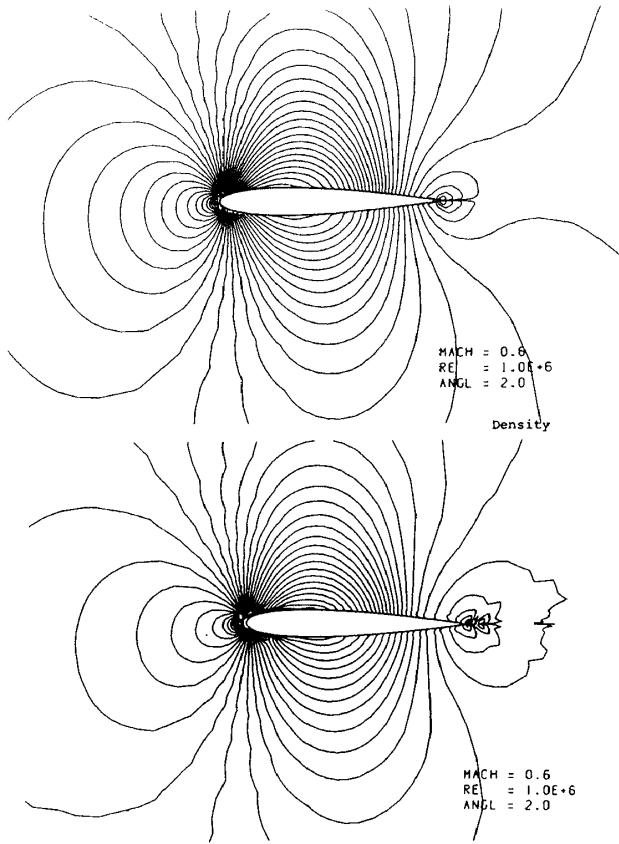


図9 等密度線 ( $\alpha=2^\circ$ )

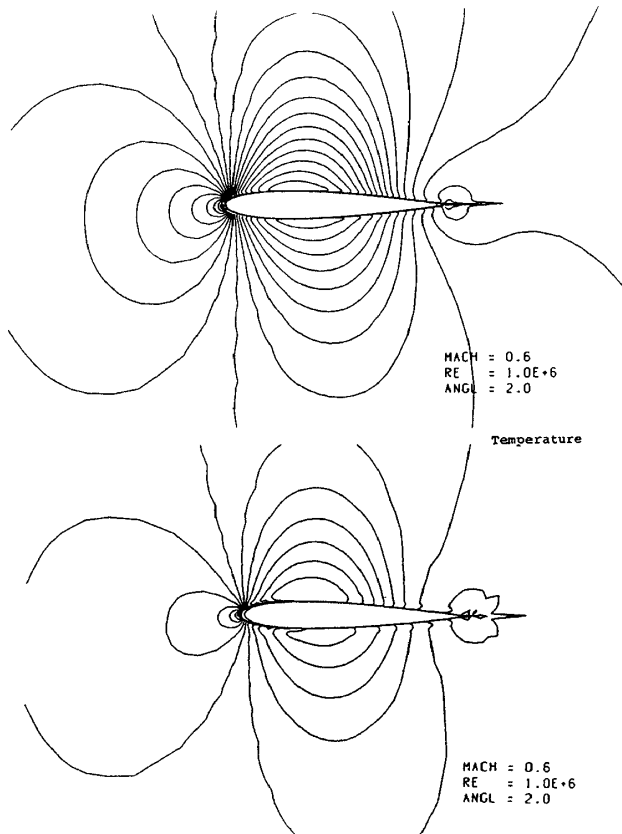


図10 等温度線 ( $\alpha=2^\circ$ )

揚力に関して言えば、この程度の凝結による差は殆んど無いことは明らかである。

以下、迎角 $2^\circ$ の場合を図9~11に、迎角 $4^\circ$ の場合を図12~14に示す。どちらの場合も、定性的に余り差異は見られない。

#### 4. 結 論

本研究では、アイシングの数値計算において、水滴と流れ場の相互作用という観点から、手法の開発を行った。しかし、結果に見られるように、流れ場は氷の凝結によって変化するが、水滴の軌跡自体はそれ程大差が無く、従って氷の形も滑らかなものしか得られなかった。図1のような特徴を持った氷の形状を得るには、やはり熱収支も考える必要があるように思われ、今後の発展に期待したい。

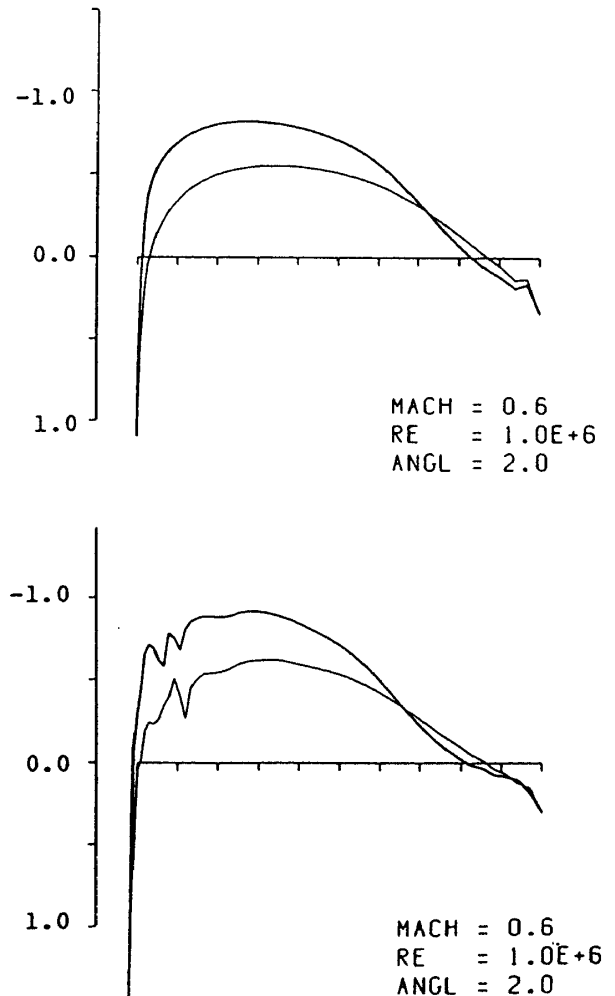


図11  $C_p$ 曲線の比較 ( $\alpha=2^\circ$ )

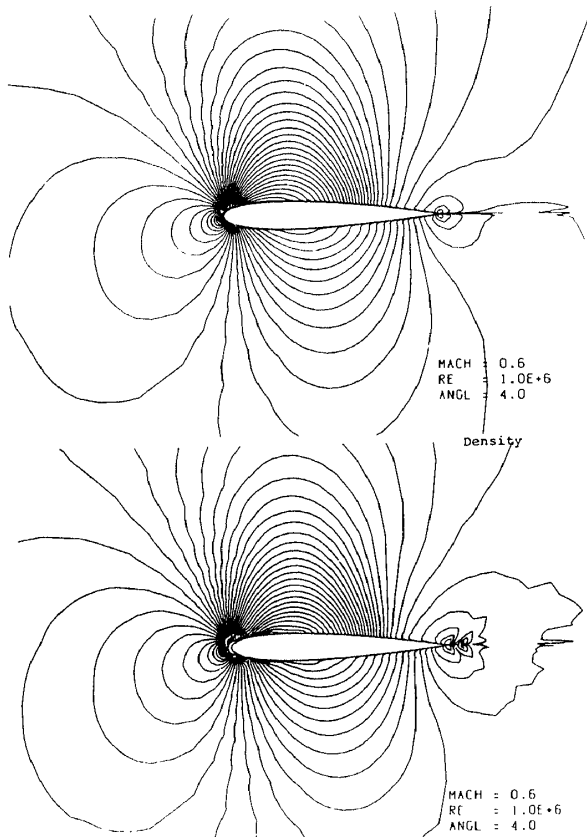


図 12 等密度線 ( $\alpha=4^\circ$ )

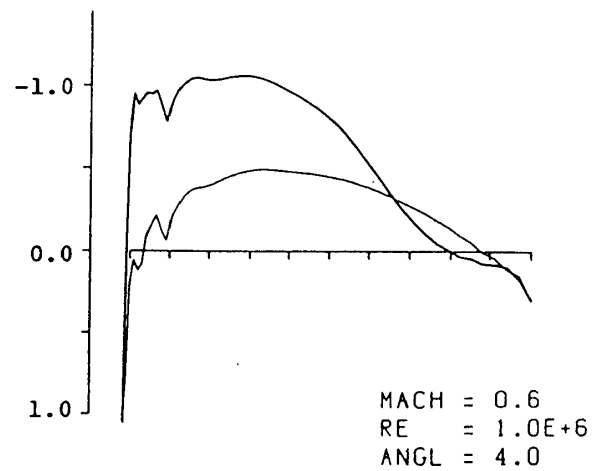
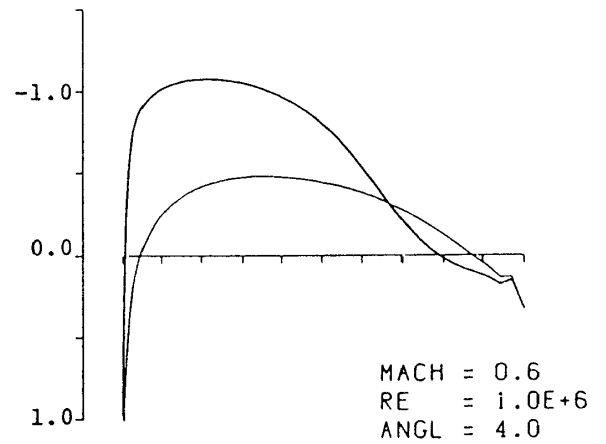


図 14  $C_p$  曲線の比較 ( $\alpha=4^\circ$ )

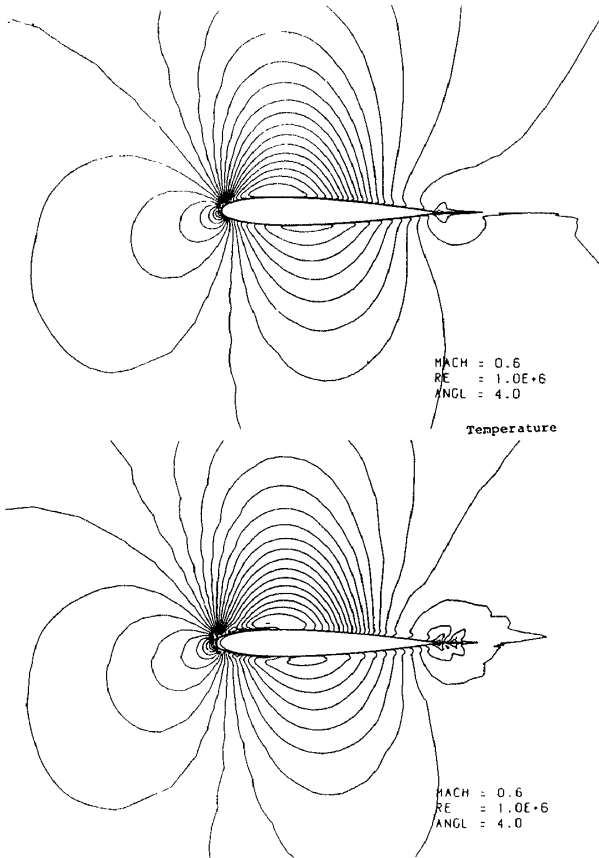


図 13 等温度線 ( $\alpha=4^\circ$ )

参考文献

- 1) R.J. Flemming and D.A. Lednicer: AIAA-85-0337.
- 2) R.W. Gent and J.T. Cansdale: AIAA-85-0336.
- 3) B.L. Messinger: J. Aeronautical Sciences, 20 (1953).
- 4) S. Obayashi and K. Kuwahara: AIAA-84-1670.