

# 超音速輸送機の前縁ボルテックス・フラップ周りの流れの数値解析

檜垣 郷子\*<sup>1</sup>, 前川 昭二\*<sup>2</sup>

## Numerical Analysis of Supersonic Transport's Leading-Edge Vortex Flaps

by

Kyoko Higaki\*<sup>1</sup>, Shoji Maekawa\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

The supersonic transports often have a delta or delta-like wing for the main wing. It is known that the lift to drag ratio of a delta or delta-like wing at a take-off and landing condition is not so good. The leading-edge vortex flap can improve the lift to drag ratio of the wing by forming a leading-edge vortex on the flap. The 3-D Navier-Stokes calculation was carried out to clarify the flow field around the supersonic transport cranked arrow wing equipped with leading-edge vortex flaps.

#### 1. はじめに

次世代超音速輸送機のように高速飛行する航空機には、超音速飛行時の空力特性の向上のため、デルタ翼、または類似形状の主翼が用いられる。このような主翼が迎角を取ると前縁剥離渦が発生し、渦による吸引力により揚力が増加する（これを渦揚力という）。しかし、この吸引力は迎角を取ることにより後ろ向き成分も持ち抗力を発生するため、揚抗比は低下する。渦揚力の全揚力に占める割合は迎角が増えるに従い大きくなり、高迎角域に於いては全揚力の1/3以上となる。このため離陸上昇時の様に高迎角を取る必要のある場合は揚抗比の低下が著しく、機体規模が大きくなる原因となる。

離陸上昇時の揚抗比を改善するには、翼面上から剥離渦を完全に取り除く前縁フラップなどが考えられるが、渦を完全に取り除くには前縁フラップ舵角をかなり大きくとることとなるため、フラップのヒンジ線後方で剥離を起こし、結局空力特性を悪化させてしまうこととなる。逆に、積極的に渦を利用し揚抗比を改善しようというのが、ボルテックス・フラップの発想である。ボルテックス・フラップとは、主翼前縁に取付けられた下方に折り曲げることのできるフラップであり、フラップ面を下方に適切な角度だけ折り曲げることによりフラップ面上に前縁剥離渦を形成することができる。この時渦による吸引力がフラップ面上に垂直に働くことにより前向きの力が発生し、揚抗比が改善される。特に、ボルテックス・フラップ面上にフラップ幅とほぼ等しい大きさの前縁剥離渦が生じている時に最大の吸引力が働き、揚抗比が最も向上するとされている<sup>1)</sup>。

今回、このボルテックス・フラップを次世代超音速輸送機主翼に取付けた形状について、3次元ナビヤ・ストークス解析を行ったので報告する。

#### 2. 解析モデル

解析に用いる形状は、次世代超音速輸送機として設計されたクランクト・アロー翼とし、ボルテックス・フラップは後縁フラップ取付け時のトリム変化を緩和できると考えられるコード長一定のものとした<sup>2)3)</sup>。フラップ舵角は20°、40°、及び60°の3舵角とした。図1に、機体の平面形、及び主要諸元を示す。なお、解析は主翼のみで行った。

#### 3. 解析方法

今回解析に用いた計算格子は、格子点数 約150万点 (93×155×101) のC-H型構造格子である。図2にフラップ舵角20°の計算格子を示す。

解析に使用したN. S. コードは、近似的LU分解によるLU-ADI解法により時間積分を行い、Fluxの計算にはChakravarthy-Osher型の風上差分法を用いたもので、乱流モデルにはBaldwin-Lomaxを用いている。

解析条件は、マッハ数：M=0.29、レイノルズ数：Re=1.855×10<sup>8</sup>である。

#### 4. 解析結果

各形態の、表面圧力分布を図3に示す。図より、ボルテックスフラップなしのケースでは、主翼第一キック部分から後方に存在する負圧の強い領域により、渦の発生が分かる。この負圧領域は、ボルテックスフラップを取付けることにより主翼第一キックより上流を除いては主翼上に存在しなくなるため、渦のフラップ面への移動が考えられる。これは、図4に示した主翼上面のオイルフローからも同様である。

各形態の空間圧力分布と総圧分布を図5、6に示す。図

\*<sup>1</sup>富士重工業株式会社 Fuji Heavy Industries LTD.

\*<sup>2</sup>日本航空機開発協会 Japan Aircraft Development Corporation

より、ボルテックスフラップなしのケースでは、かなり強い渦が主翼上面の全領域にかけて存在するが、この渦はボルテックスフラップのあるケースでは、主翼面からフラップ面に徐々に移動していくことが分る。舵角  $\delta f = 20^\circ$  においては、渦のかなりの部分がフラップ面上に形成されており、 $L/D$ の向上が期待されるが、舵角の大きい  $\delta f = 60^\circ$  の場合は、フラップヒンジラインにおける剥離によりフラップ面への翼面上の渦の移動が妨げられており、 $L/D$ の向上はあまり期待できないと考えられる。図7に示した断面総圧分布、及び図8に示した断面速度ベクトルからも同様のことが言える。

図9に、ナビア・ストークス解析によるの  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_M$ 、及び  $L/D$  を示す。図より、離陸評定  $C_L$  において  $L/D$  が最も向上するのは、渦がほぼフラップ面上に形成されている舵角  $\delta f = 20^\circ$  であり、この時に  $C_D$  の値は最も小さくなっている。また、渦による上向きの力が、モーメント中心よりも前方に位置するフラップ面上に発生することから、他舵角に比べ  $C_M$  は頭上げ側となる。しかし、実際の機体では後縁フラップにより頭下げ側の  $C_M$  が発生するため、ボルテックスフラップと後縁フラップのスケジューリングにより、トリム変化の低減を達成できるという利点があると考えられる。

5. さいごに

今回行った3次元ナビア・ストークス解析により、ボルテックス・フラップが  $L/D$  向上に有用であることの確認とボルテックス・フラップ周りの複雑な流れ場の把握をすることができた。今後は、風洞試験等により計算の検証を行っていきたいと考えている。

なお、本検討は通産省が(社)日本航空宇宙工業会に委託した「超音速輸送機開発調査」の一環として実施したものである。

6. 参考文献

- [1] K.Rinoie, J.L.Stollery, "Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates", Journal of Aircraft, Vol.31, No.2, 1994, pp322-329
- [2] J.F.Marchman, III, "Leading Edge Vortex Flap Aerodynamics", Israel Journal of Technology, Vol.20, 1982, pp176-181
- [3] J.F.Marchman, III, A.C.Grants, "Trailing Edge Flap Influence on Leading Edge Vortex Flap Aerodynamics", AIAA-82-0128

主要諸元	
主翼面積	854.7m <sup>2</sup>
翼幅	43.4m
MAC	27.5m
アスペクト比	2.2

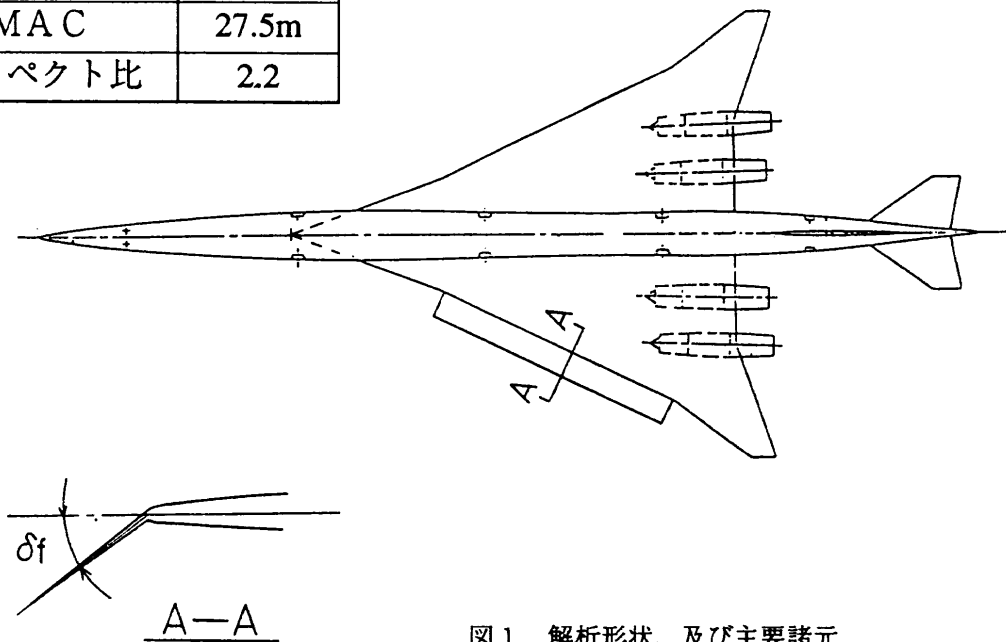


図1 解析形状、及び主要諸元

解析条件

JADC CADより  
 $V_2 = 119 \text{ ktCAS}$

$M = 0.29$

$Re = 1.855 \times 10^8$

格子点数 :  $93 \times 155 \times 101 = 150$  万点

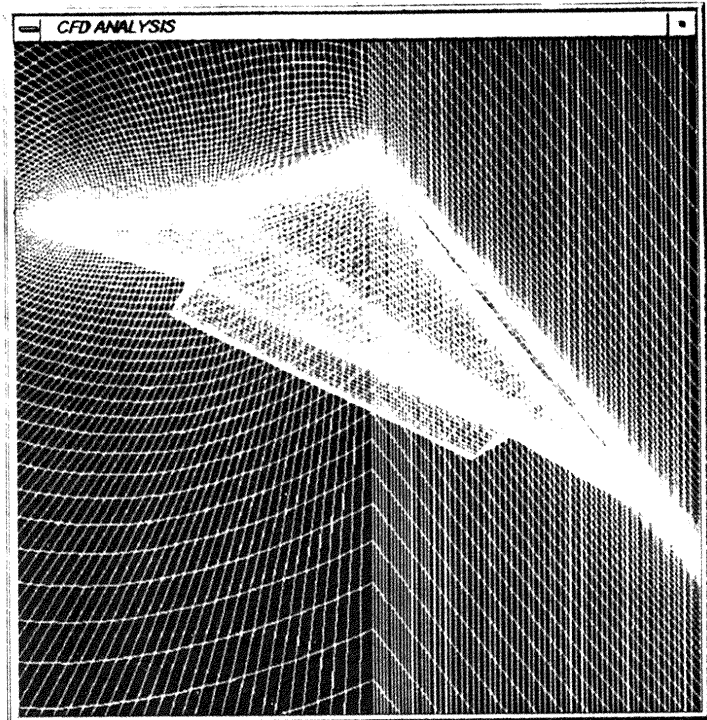


図2 計算格子 ( $df = 20^\circ$ )

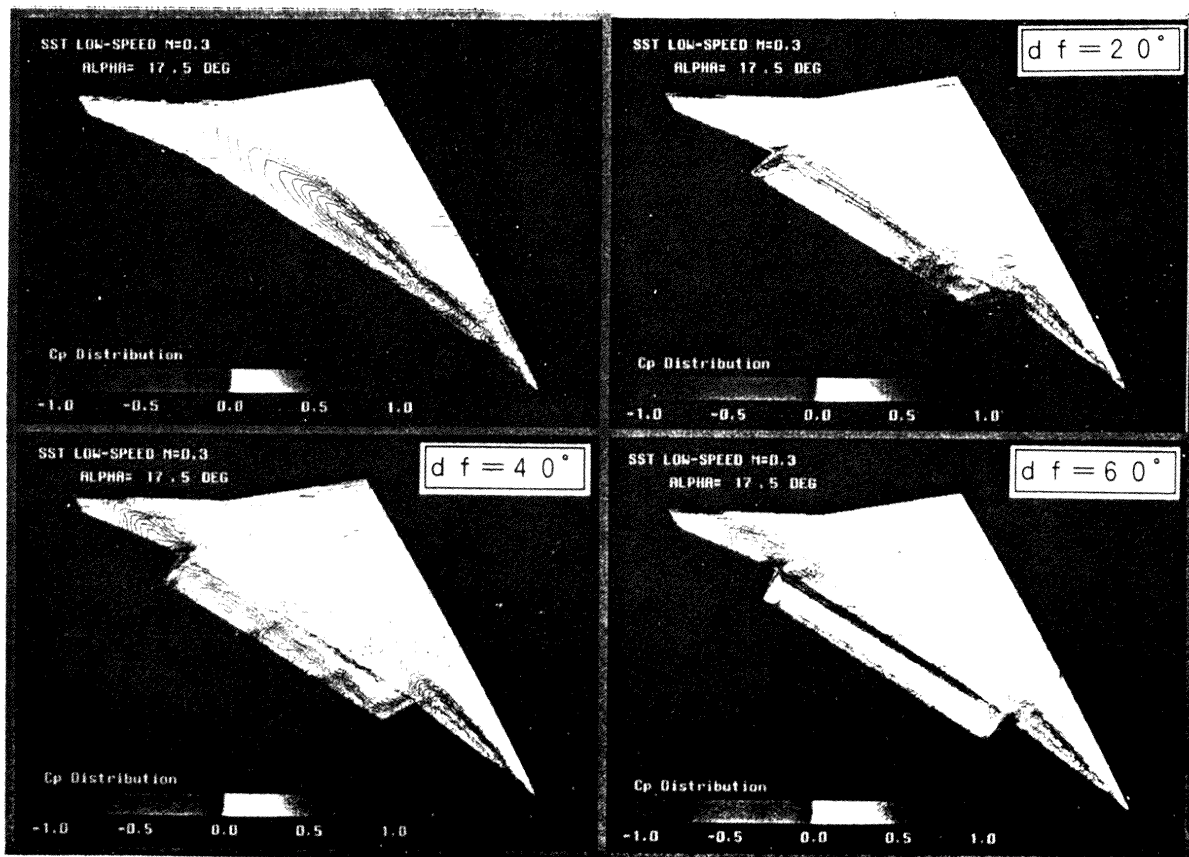


図3 3次元N. S解析結果 ~機体表面圧力分布

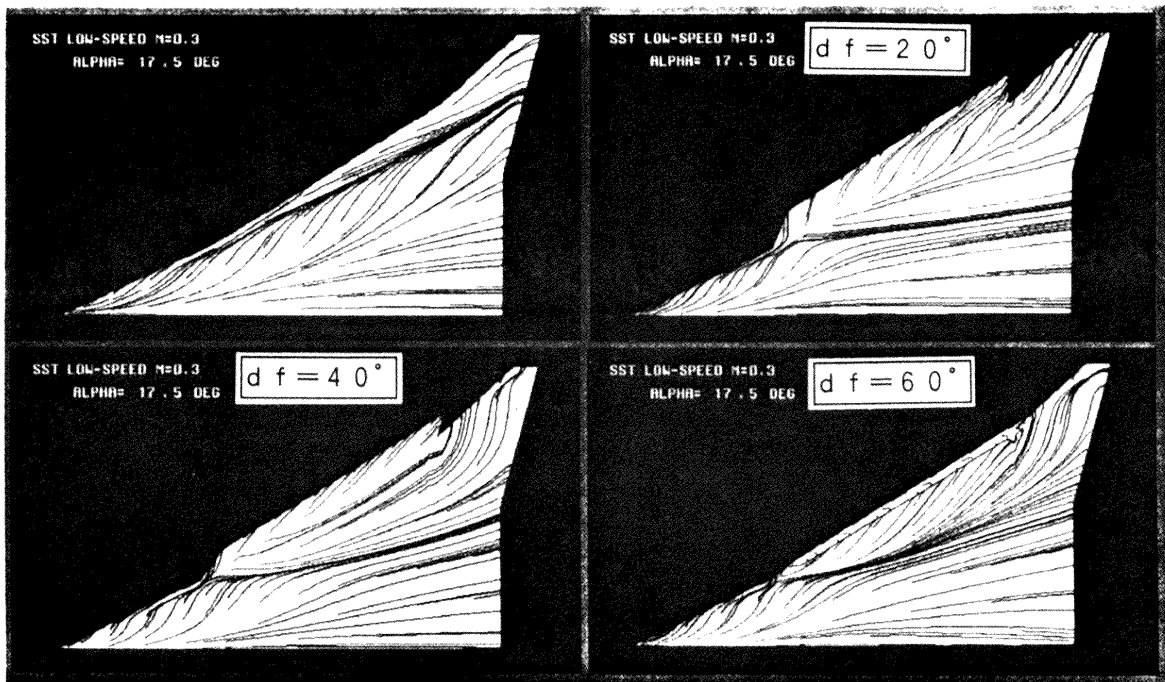


図4 3次元N. S解析結果 ～オイル・フロー・イメージ

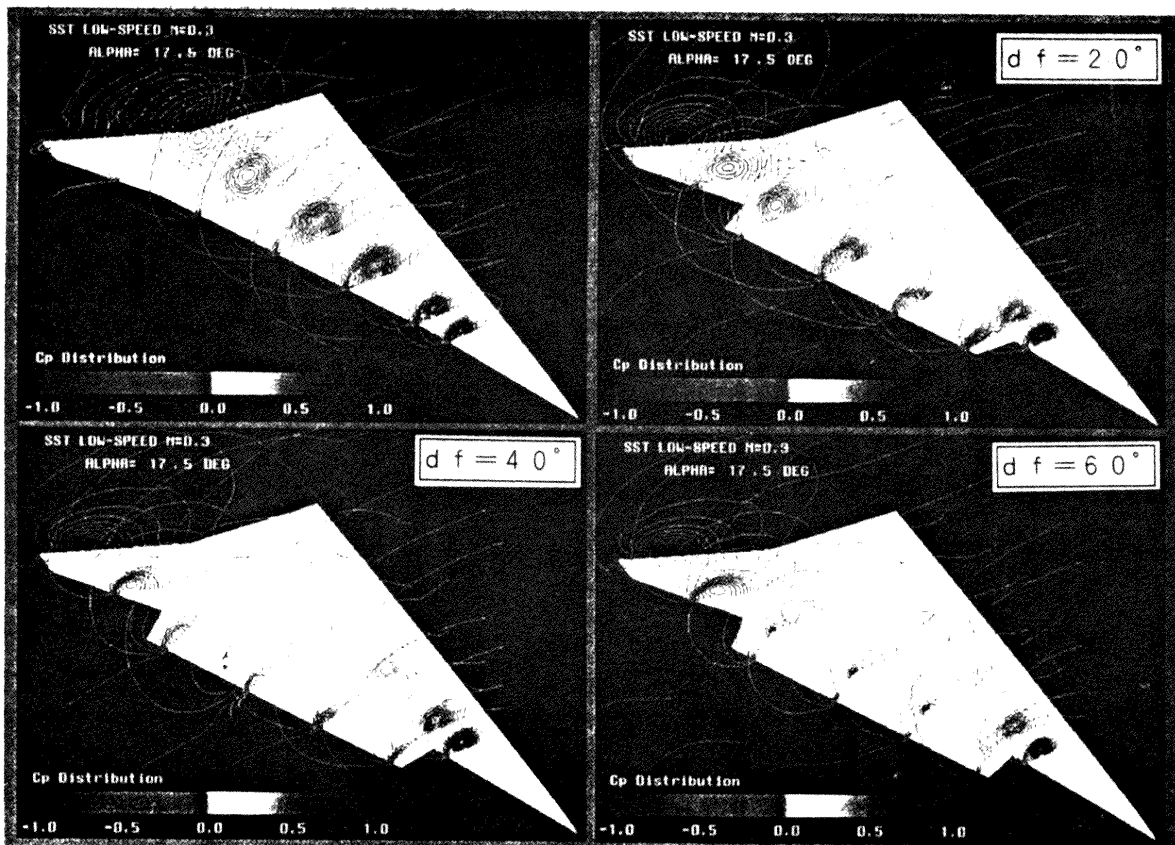


図5 3次元N. S解析結果 ～空間圧力分布

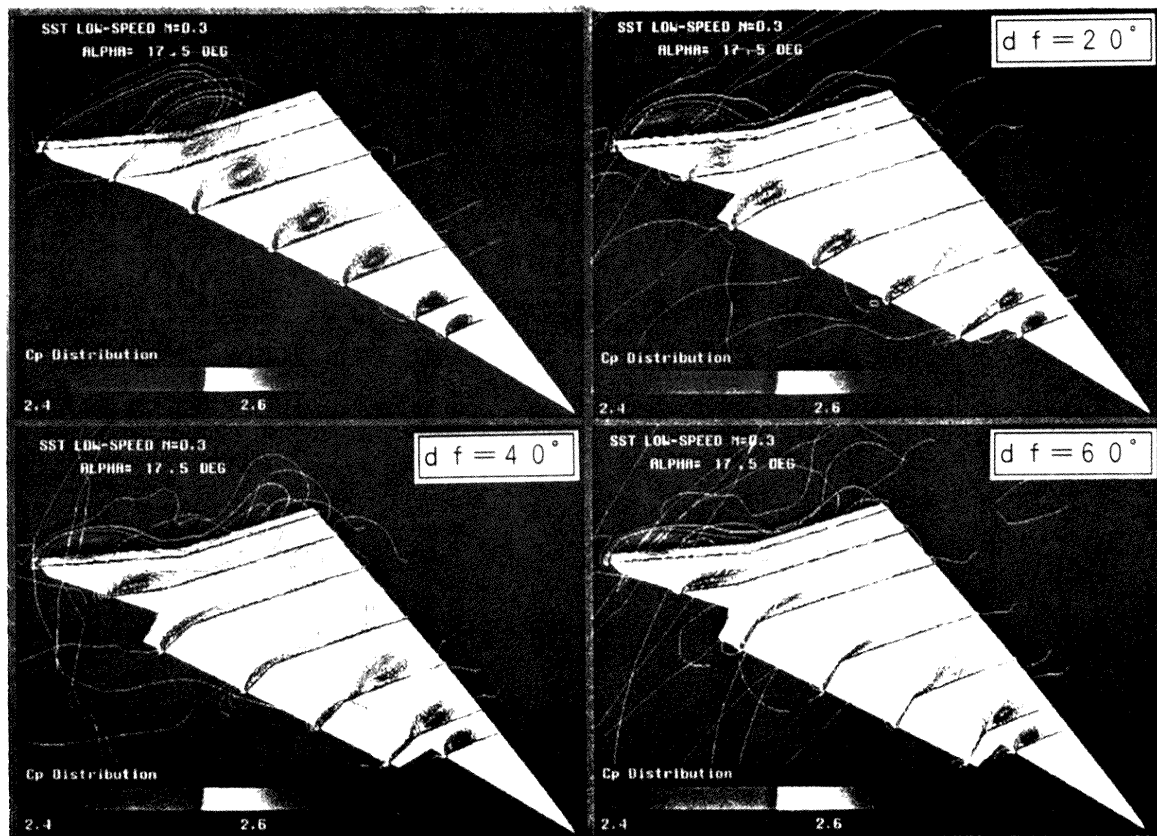


図6 3次元N.S解析結果 ~空間総圧分布

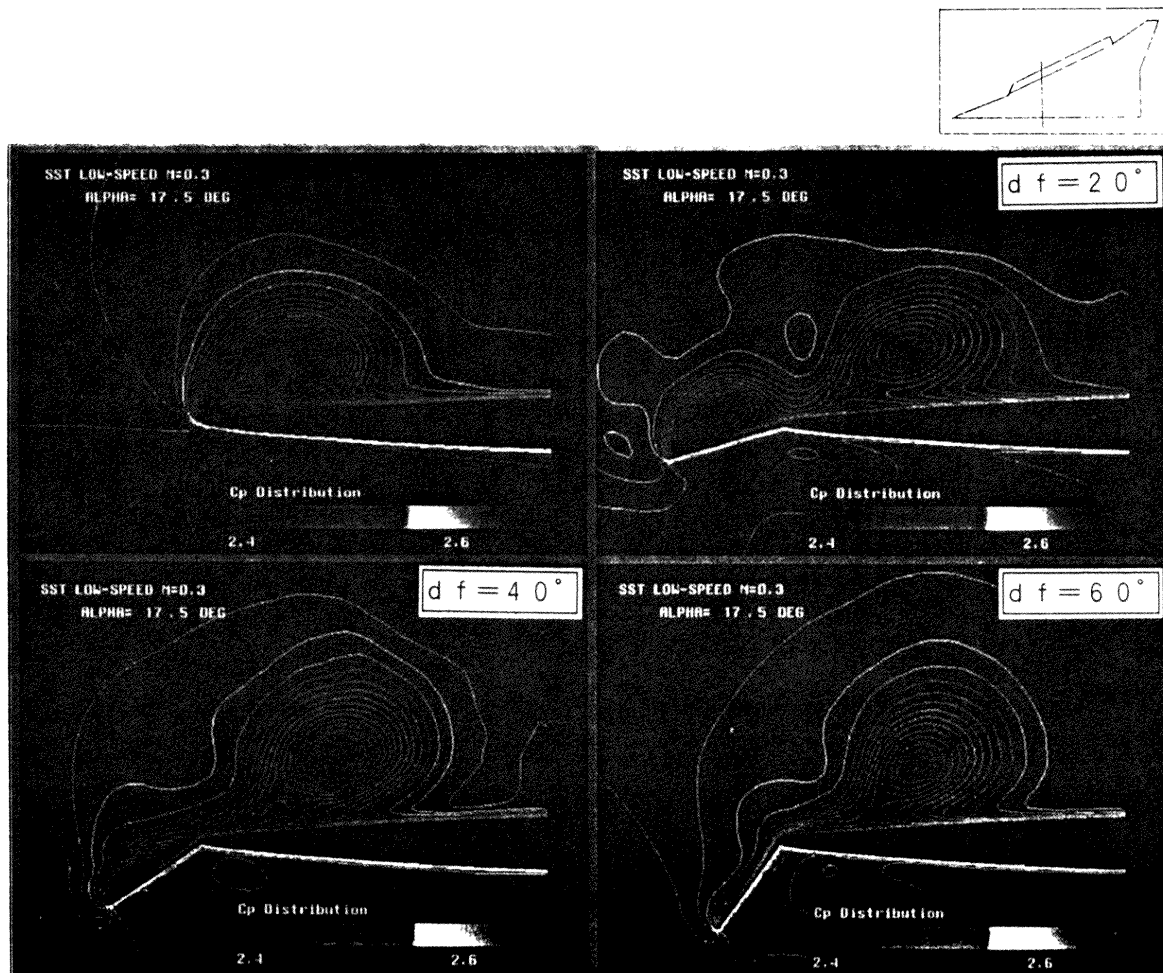


図7 3次元N.S解析結果 ~断面総圧分布

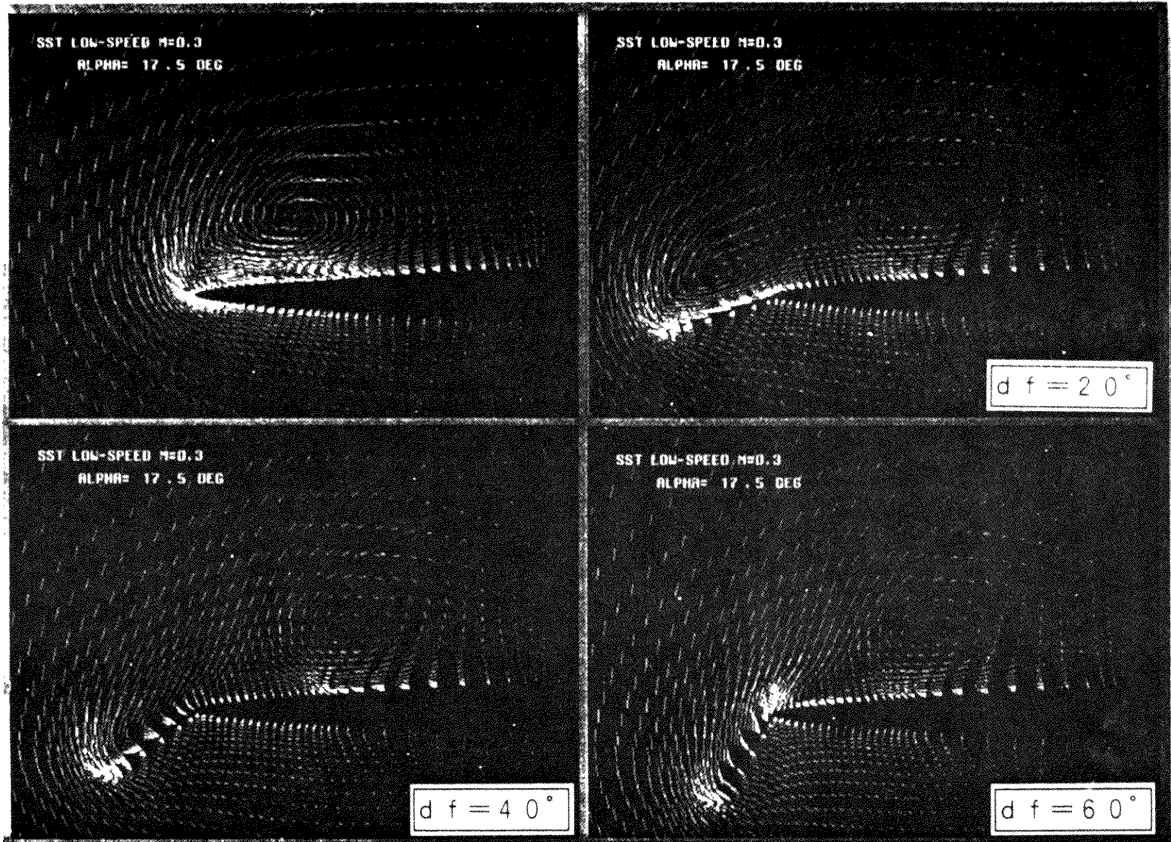
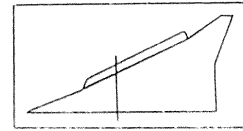


図8 3次元N. S解析結果 ~断面速度ベクトル

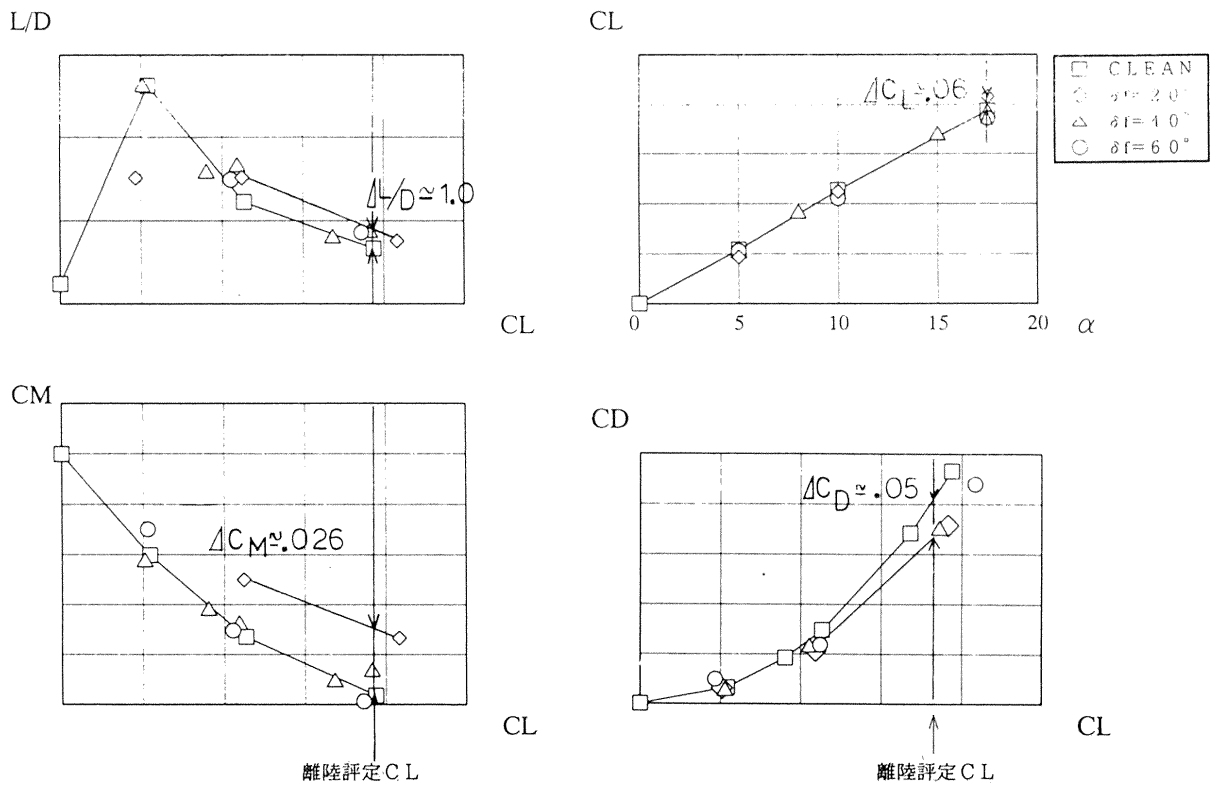


図9 3次元N. S解析結果 ~L/D vs CL, CM vs CL, CL vs  $\alpha$ , CD vs CL