

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 (第2報)

檜垣 郷子*¹, 前川 昭二*²

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

by

Kyoko Higaki*¹, Shoji Maekawa*²

ABSTRACT

The leading-edge vortex flap is a kind of high lift device to improve the lift to drag ratio of the wing by forming a leading-edge vortex on the flap. At the 1st report, the 3-D Navier-Stokes calculation was carried out to clarify the low field around the supersonic transport cranked arrow wing equipped with leading-edge vortex flaps. This time, the comparison of a wind tunnel test and the 3-D Navier-Stokes calculation were carried out. And it was confirmed that the calculation can catch the qualitative trend of the flow field around the leading-edge vortex flap.

1. はじめに

次世代超音速輸送機の様な高速飛行する航空機の主翼には、超音速時の空力特性を向上させるため、デルタ翼、またはそれに類似した形態が用いられる。しかし、この様な形態は離着陸時には、前縁剥離渦の発生により揚力だけでなく効力も発生するため、正味の揚効比としては一般に低い値となることが知られている。ボルテックスフラップとは、主翼前縁に取り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し、この渦の吸引力を利用して揚抗比を改善する前縁高揚力装置である。

前回(第1報)では、クランクト・アロー翼にボルテックスフラップを取り付けた形状について、3次元ナビヤ・ストークス解析を実施しその効果を確認したが、今回は、ボルテックスフラップ付き機体の風洞試験を実施し、3次元ナビヤ・ストークス解析結果の比較を行ったので報告する。

2. 風洞試験模型、及び解析形状

風洞試験に用いた模型は、次世代超音速輸送機を想定したクランクト・アロー翼と軸対称エアリアルール胴体を持つ形状であり、ボルテックスフラップは前回と同様コード長一定のものとした。図1に供試体概要図、及び主要諸元を示す。

解析形状は風洞試験模型の主翼部分のみであり、舵角は風洞試験において前縁剥離渦の発生が確認された 20° とした。

3. 風洞試験概要

風洞試験は富士重工業(株) $2\text{m} \times 2\text{m}$ 低速風洞にて実施した。試験風速は 60m/s 、レイノルズ数は 2.00×10^6 (主翼MAC基準、 $c=0.396\text{m}$)であり、計測項目は、6分力測定、フラップ及び主翼前縁上面の圧力分布計測、及び流れの可視化(オイルフロー、レーザーシート)である。

*1)富士重工業株式会社Fuji Heavy Industries LTD.

*2)川崎重工業株式会社Kawasaki Heavy Industries LTD.

4. 解析方法

今回解析に用いた計算格子は、格子点数約160万点($95 \times 167 \times 101$)のC-H型構造格子である。図2に基本形態とフラップ舵角 20° の計算格子を示す。

解析に使用したナビヤ・ストークス・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： $M=0.18$ 、レイノルズ数： 2.00×10^6 である。

5. 解析結果

基本形態の解析結果の空間総圧分布とパーティクルパス・イメージを図3に、風洞試験の可視化結果を図4に示す。図より、解析結果、風洞試験結果双方とも、内舷の上流で発生した前縁剥離渦が下流に行くに従い大きく発達しており、流れ場の定性的な傾向は一致していると言える。

ボルテックスフラップを取付けた場合も基本形態と同様で、解析結果(図5、7)、風洞試験結果(図6、8)双方とも、上流ではフラップ面上に存在した前縁剥離渦が下流に行くに従い大きく発達し、フラップのヒンジ線を乗り越え主翼面上に移動している。また、迎角が大きい方が小さい方に比べ、前縁剥離渦が大きく発達するという傾向も一致しており、本解析が基本形態、及びボルテックスフラップ周りの複雑な流れ場の定性的な傾向を捕らえることが出来たと考えられる。

次に、断面総圧分布と可視化結果との比較を図9~12に示す。図より、迎角が大きい方がより強く大きな渦を発生し、かつ、機体表面からの距離が離れていく様子が捕らえられていることが分かる。

最後に、フラップ周りの流れ場の舵角変更による効果の比較を図13、14に示す。ただし、図13に示した解析結果は前回のものである。図より、双方とも舵角 20° では前縁剥離渦がフラップ面上に発達しているが、気流とフラップのなす角度が並行に近づく舵角 40° では前縁剥離渦は発生せず通常の前

図14、15に示す。ただし、図14に示した解析結果は前回のものである。図より、双方とも舵角 20° では前縁剥離渦がフラップ面上に発達しているが、気流とフラップのなす角度が並行に近づく舵角 40° では前縁剥離渦は発生せず通常の前縁フラップと同様な Attached Flow となっており、舵角の効果についても定性的な傾向は一致している。

図16に解析結果を積分し求めた、迎角に対する抵抗値の改善量の比較を示す。図より、解析結果、風洞試験結果双方とも、ボルテックスフラップ取り付けにより抵抗が減少していることが分かる。双方の抵抗改善量はほぼ同等であり、迎角が増加し渦の吸引力が増すにつれ改善量が増加するという傾向も一致している。

最後に、解析結果と風洞試験結果の $\eta=0.35$ における断面圧力分布の比較を図17に示す。図より、双方とも圧力分布のピークが迎角の増加に従い高くなり、またピークの位置が後方に移動していき、迎角変更による定性的な傾向は一致していると言える。しかし、渦の核位置は風洞試験結果と概ね一致するが、渦は風洞試験より拡散気味に捕らえられピーク値も低

く示されており、詳細な流れ場の状態には相違が生じていることが分かる。

以上のことから、本解析がボルテックスフラップ周りの流れの定性的、及び定量的傾向を捕らえることが出来ることを確認できた。より詳細な流れ場の把握には拡散が少なく渦を詳細に捕らえる解析が必要と考えられる。

5. さいごに

今回と前回の検討により、ボルテックスフラップが揚抗比向上に有用であることの確認と、3次元ナビア・ストークス解析によりフラップ周りの複雑な流れ場の定性的な傾向の把握が出来ることの確認ができた。今後は、風洞試験模型全機形状の解析を行い風洞試験結果と比較することで、定量的な検証を実施し、より確度の高い解析が可能となるようにしたいと考えている。

なお、本検討は通産省が(社)日本航空宇宙工業会が委託した「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。

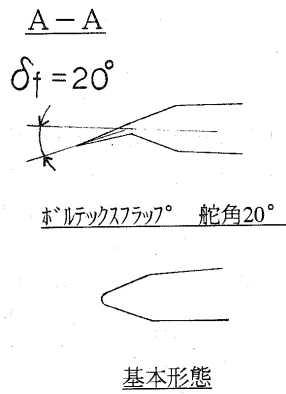
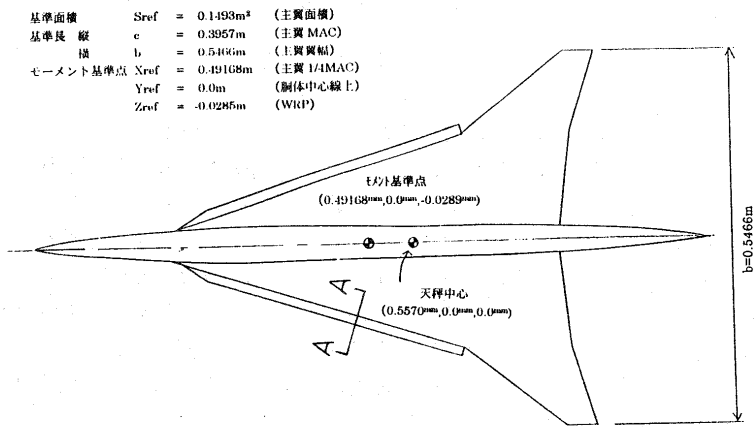
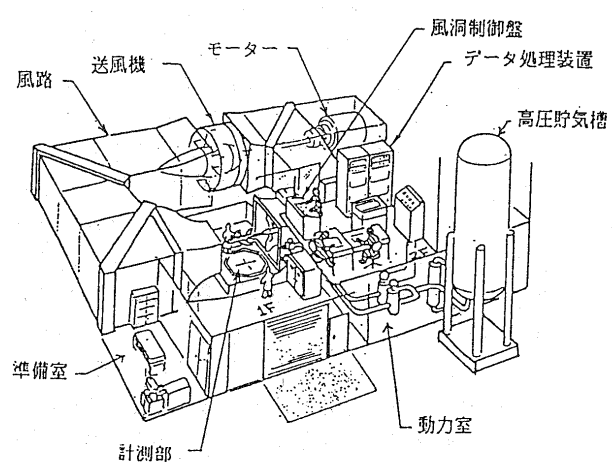
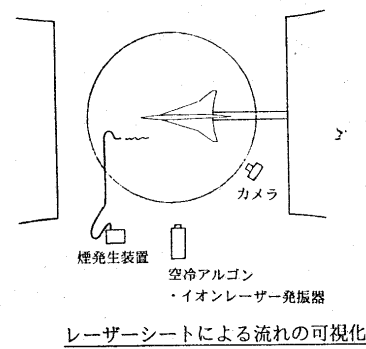


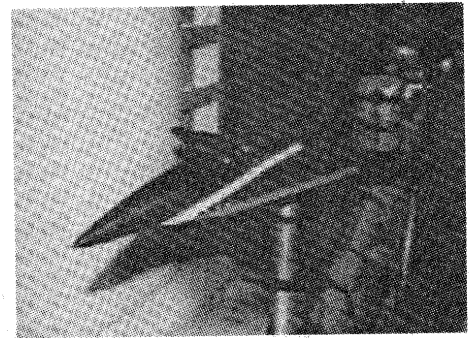
図1 供試体概要図、及び主要諸元



富士重工業(株)2m×2m低速風洞

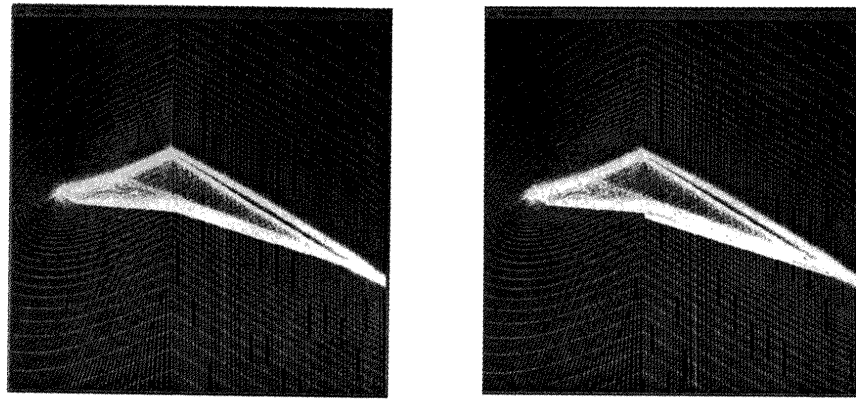


レーザーシートによる流れの可視化



供試体取付図

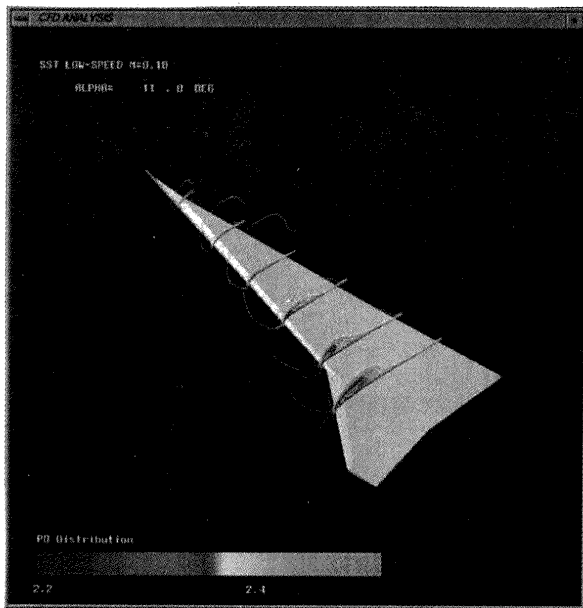
図2 風洞試験概要図



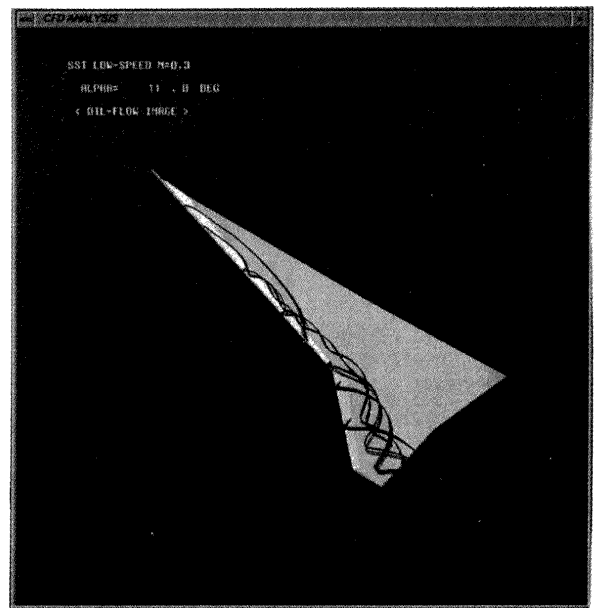
基本形態

ホルテックスフラップ° 舵角 20°

図3 計算格子

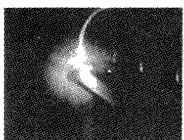
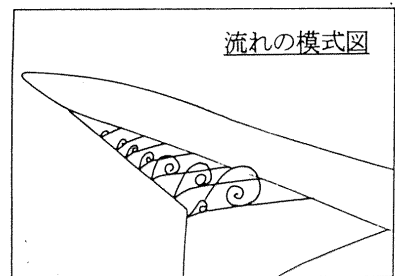
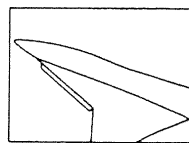
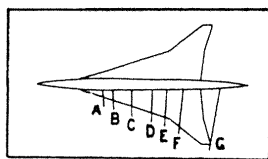


空間総圧分布

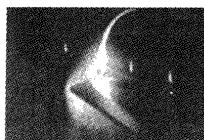


パーティクルパス・イメージ

図4 3次元ナビア・ストークス解析結果 ~基本形態、 $\alpha=11^\circ$



A



B



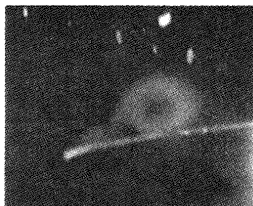
C



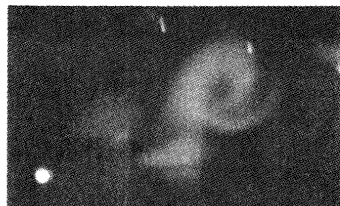
D



E



F



G

レーザーシートによる可視化

図5 風洞試験結果 ~基本形態、 $\alpha=11^\circ$

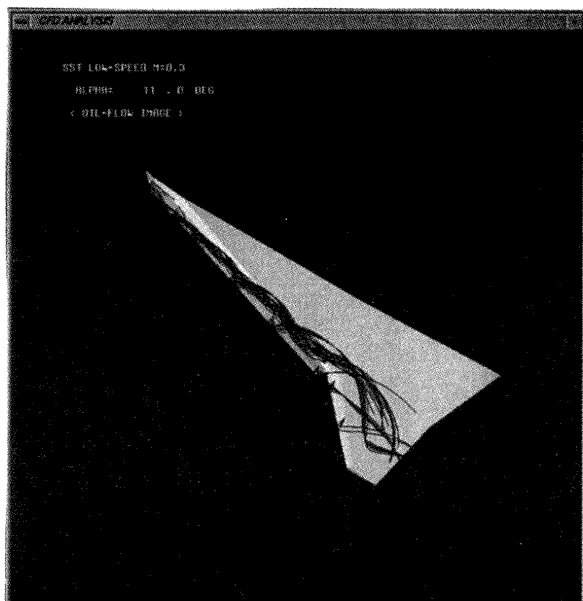
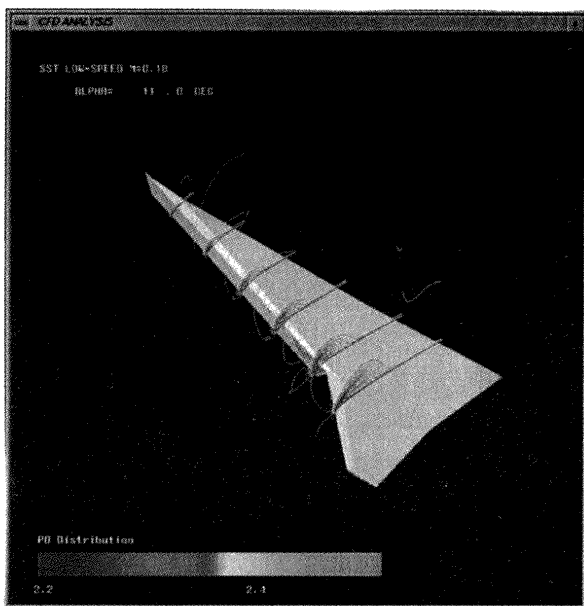
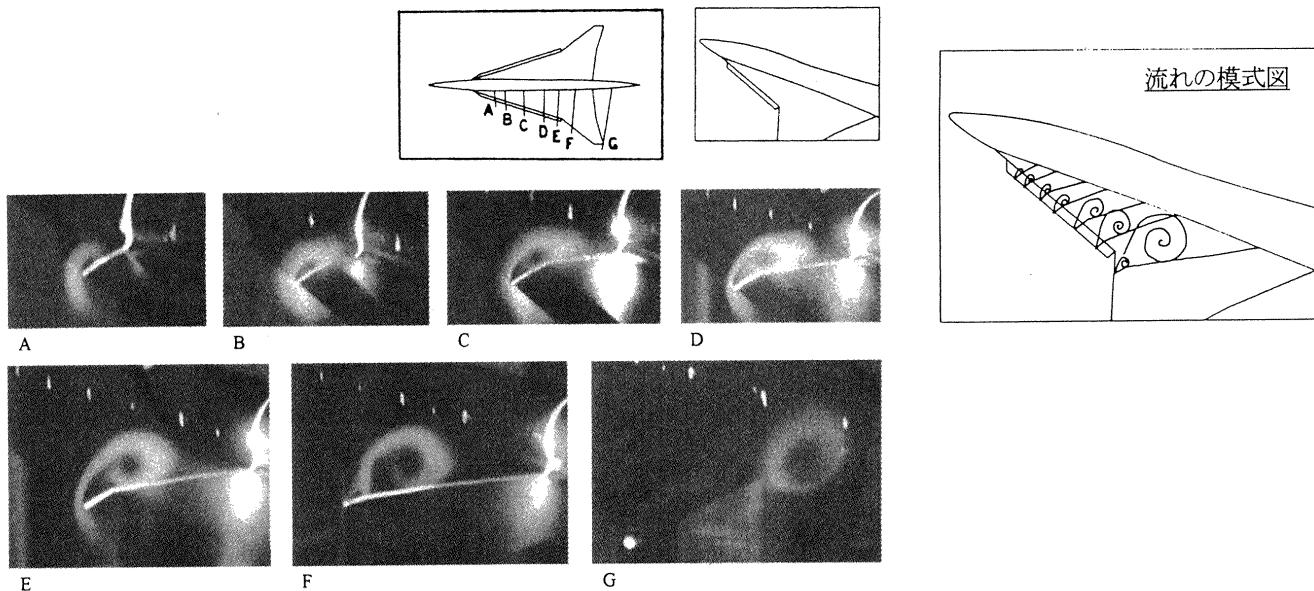


図6 3次元ナビア・ストークス解析結果 ~ボルテックスフラップ 舵角 20°、 $\alpha=11^\circ$



レーザーシートによる可視化
図7 風洞試験結果 ~ボルテックスフラップ 舵角 20°、 $\alpha=11^\circ$

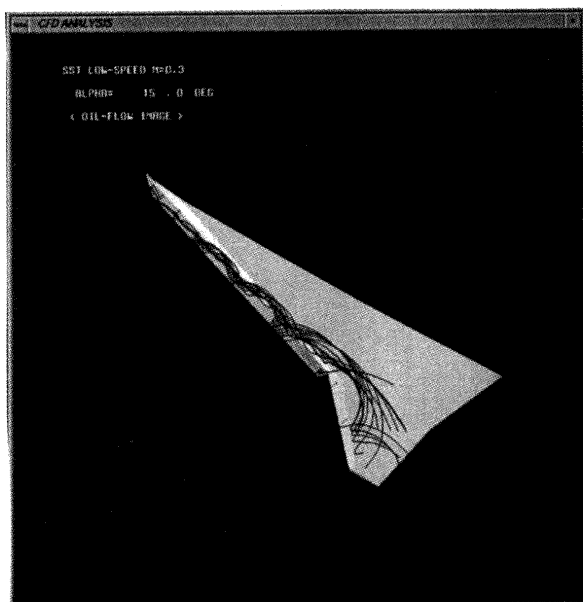
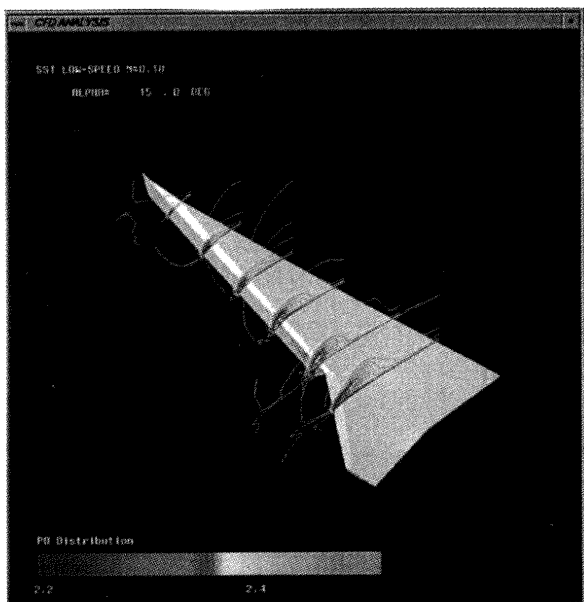
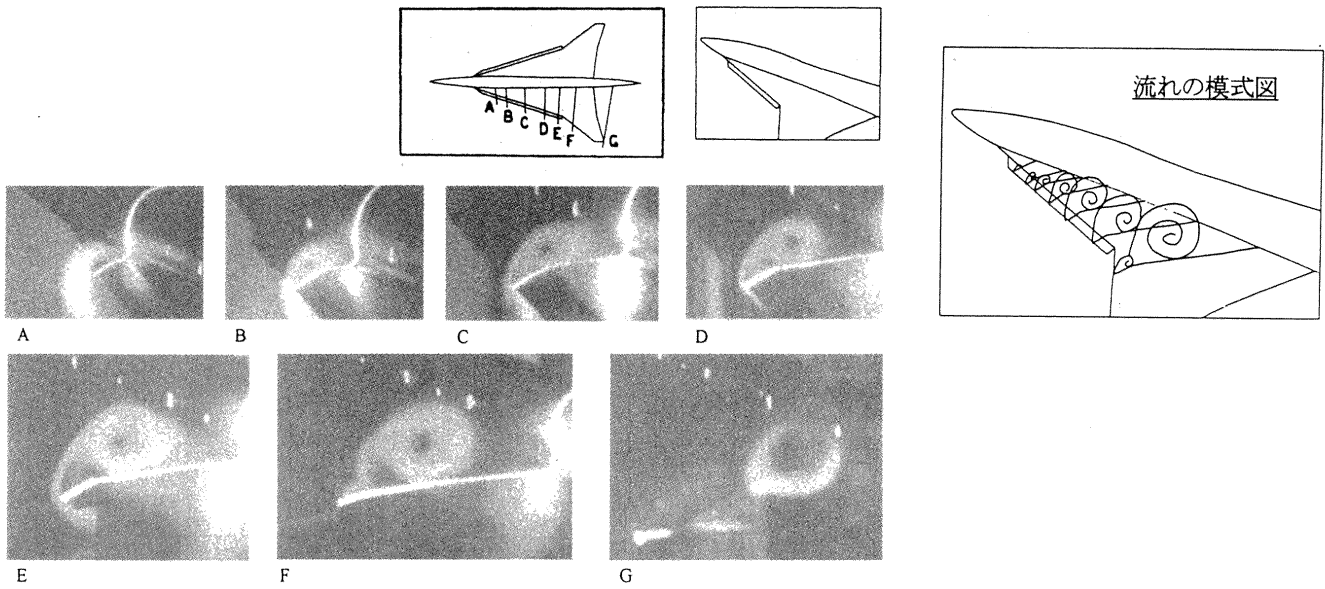


図8 3次元ナビア・ストークス解析結果 ~ボルテックスフラップ 舵角 20°、 $\alpha=15^\circ$



レーザーシートによる可視化

図9 風洞試験結果 ～ボルテックスフラップ 舵角 20° 、 $\alpha=15^\circ$

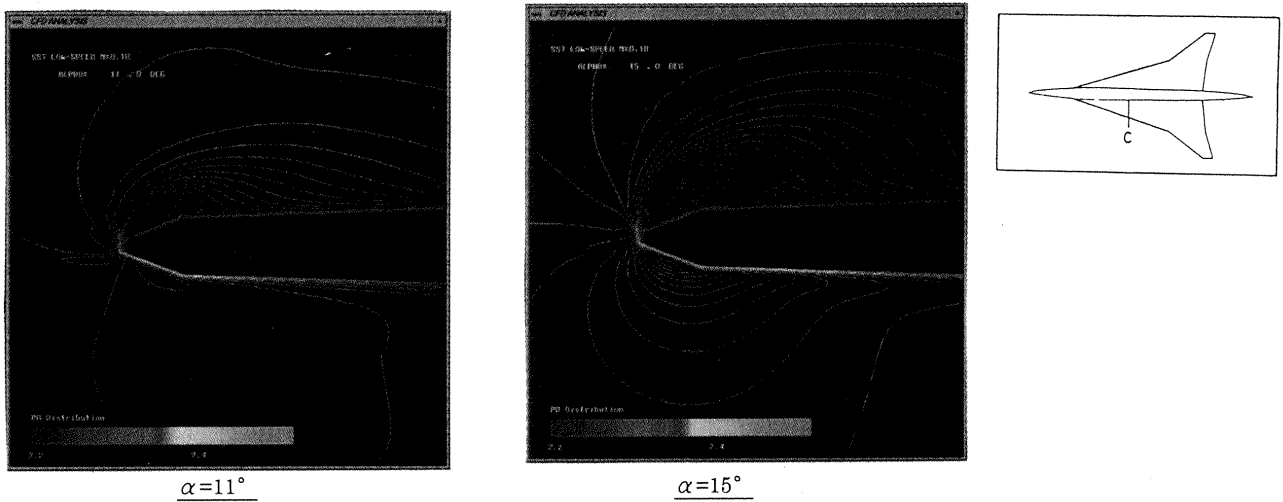


図10 3次元ナビア・ストークス解析結果（総圧分布） ～基本形態、迎角変更効果

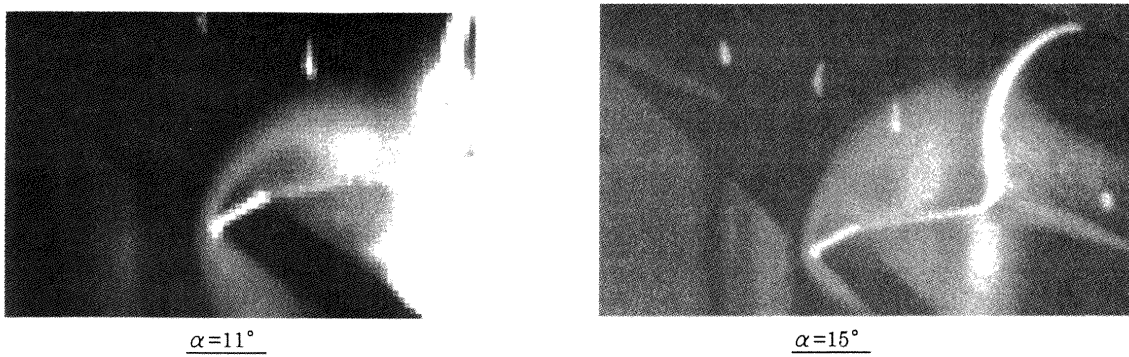


図11 風洞試験結果（レーザーシートによる可視化） ～基本形態、迎角変更効果

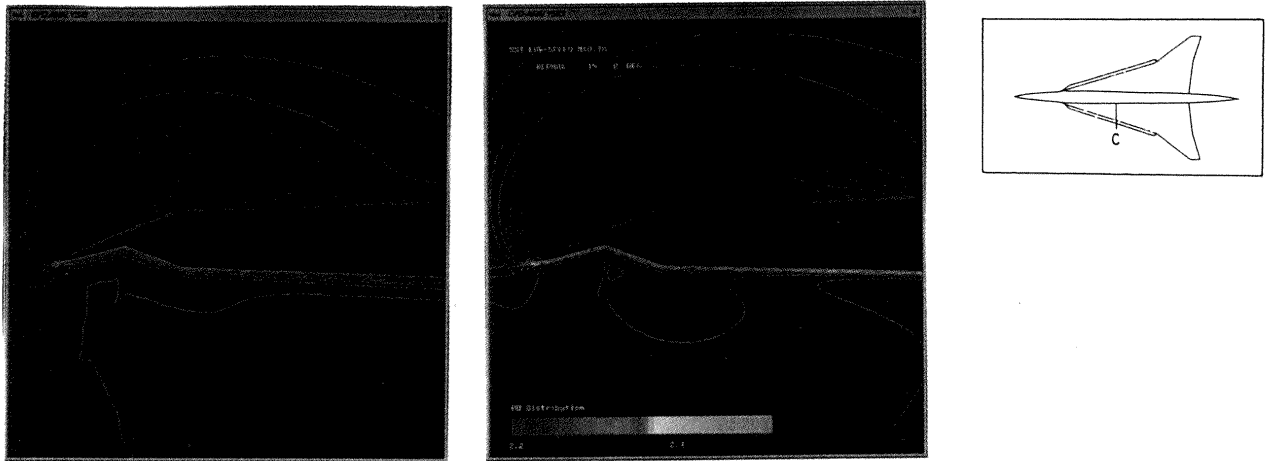


図12 3次元ナビヤ・ストークス解析結果（総圧分布） ~ボルテックスフラップ 舵角 20°、迎角変更効果

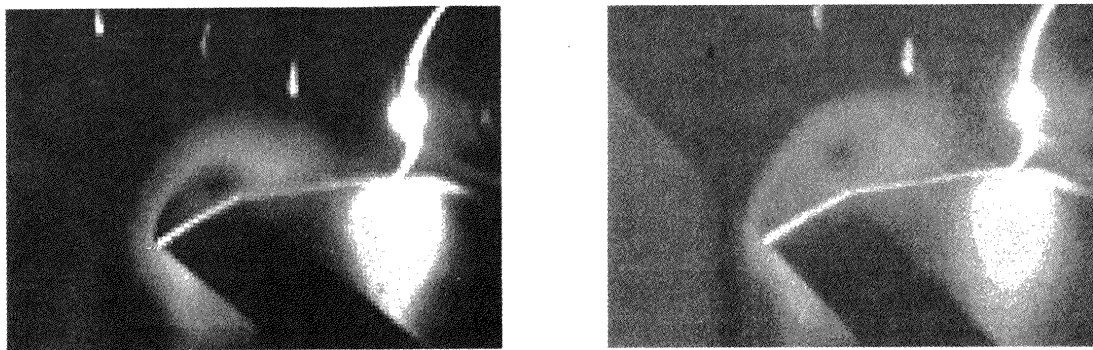


図13 風洞試験結果（レーザーシートによる可視化） ~ボルテックスフラップ 舵角 20°、迎角変更効果

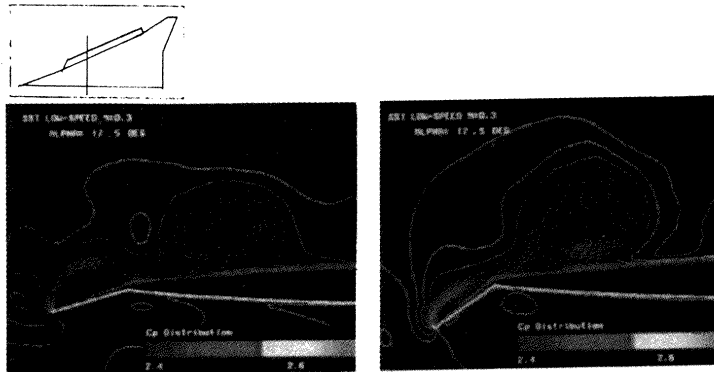


図14 3次元ナビヤ・ストークス解析結果（総圧分布） ~ボルテックスフラップ舵角変更効果

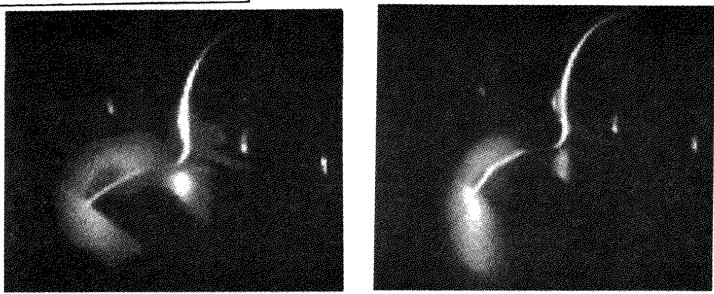
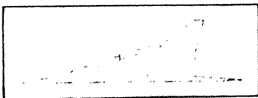


図15 風洞試験結果（レーザーシートによる可視化） ~ボルテックスフラップ舵角変更効果

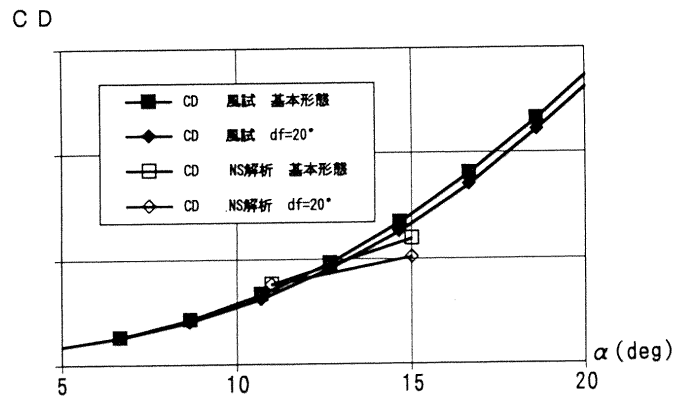


図16 抵抗改善量

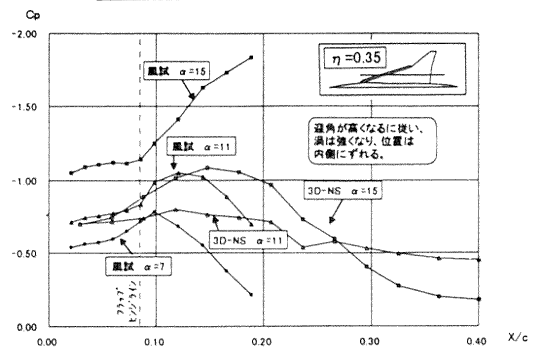


図17 断面圧力分布 (η=0.35)