

数値シミュレーションを用いた二次元風洞の側壁効果解析

宮川 淳一* 清水 美帆*
高梨 進** 天野 完一***

Numerical Simulation Analysis of Sidewall Effects in Two-Dimensional Wind Tunnels

by

Junichi MIYAKAWA and Miho SHIMIZU
Mitsubishi Heavy Industries
Susumu TAKANASHI
National Aerospace Laboratory
Kanichi AMANO
Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

Computational aerodynamics has evolved to be a practical design tool comparable to wind tunnel testing, and it has played an important role in actual aircraft design stages. In addition to the design tool, there is another important field of application of CFD, which is analytical tool of wind tunnel testing. The paper describes sidewall effects in two-dimensional wind tunnel testing, and evaluates aerodynamic effects in two-dimensionality.

1. はじめに

スーパーコンピュータの普及と数値計算ソフトウェアの発達のおかげで、数値シミュレーション技術の適用範囲は大きく広がり、今や航空機の空力設計にとってCFDは不可欠のツールとなった。こうした機体形状設計は数値シミュレーション技術の重要な応用分野であるが、これと同様に重要な応用分野として風洞試験解析がある。数値シミュレーションで風洞内の流れを解析することによって、風洞試験技術の一層の向上を図ろうとするものである。

二次元翼型風洞試験は、翼型設計の新技术を開発する際の厳密な物理現象のシミュレーション手

法として、数値シミュレーション技術が発達した今日でも無くてはならない技術である。しかし、実際の風洞で二次元の流れ場を実現することは困難で、側壁の存在が二次元性を大きく阻害する要因となっている。実機飛行条件を模擬する高レイノルズ数風洞では、荷重の制約で模型の縦横比に制限があるため、この側壁効果は一層重要性を増してくる(図1)。本報告では、数値シミュレーション技術を用いて二次元風洞における翼型風洞試験を解析し、側壁付近流れの物理現象を明らかにするとともに、側壁の二次元性に及ぼす空力的影響を定量的に評価する。

2. 計算概要

解析の対象としたのは、二次元風洞に翼型模型が取り付けられた流れ場である。翼型はスーパークリティカル系の実用翼型で、設計マッハ数は

* 三菱重工業株式会社
** 航空宇宙技術研究所
*** 日本航空機開発協会

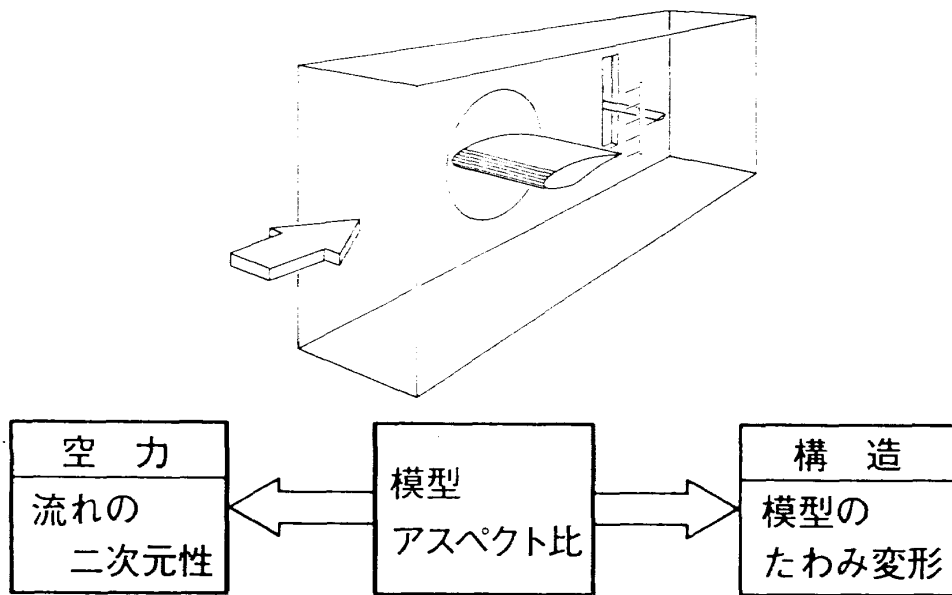


図1 高レイノルズ数二次元風洞試験状態

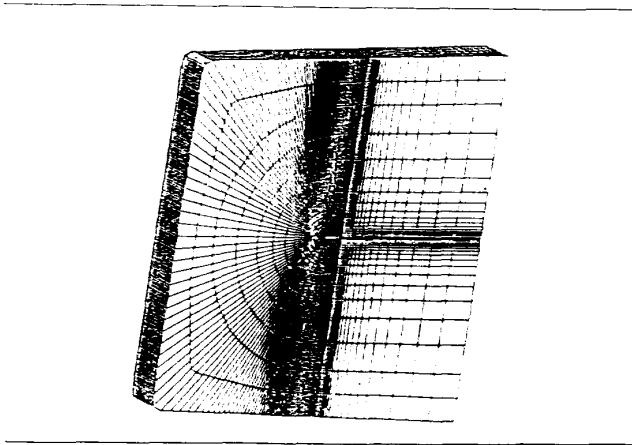


図2 計算網目全体鳥瞰図

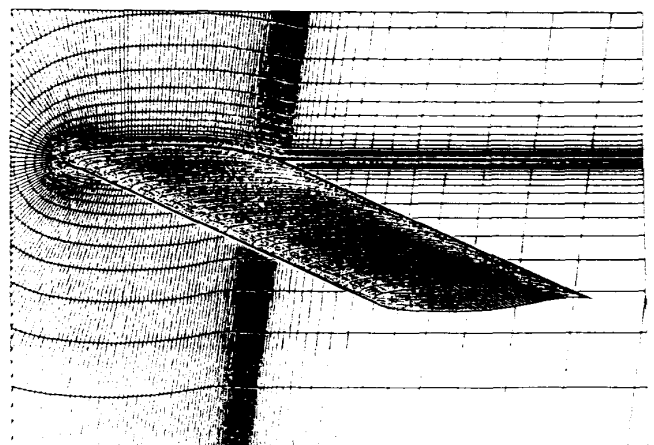


図3 計算網目翼型鳥瞰図

0.78, 設計揚力係数は0.60で, 実機レイノルズ数で高い抵抗発散マッハ数を実現する高性能翼型である。この翼型模型と側壁に囲まれた空間に計算網目を生成した(図2)。翼型の上流には風洞と同等の境界層が発達する長さとして翼型弦長の10倍を取り, 下流には境界条件が擾乱を与えないように同じく翼型弦長の10倍を取った。翼型模型付近の網目の拡大図を図3に示す。グリッドのトポロジーは流れ方向にC型となっている。計算網目の数は, 翼型周りに251点, 翼幅方向に51点, 翼型から離れる方向に50点で合計640,050点である。翼型及び側壁の双方に発達する境界層を精度良く解析するため, 境界層内に少なくとも20点の網目が存在するように配慮した。

上記計算網目をもとに, 三次元ナビア・ストークス・コードにより流れ場の数値解析を行った。計算プログラムは航技研所有のTVDスキームである。側壁は実際の風洞では二次元性を増すために境界層吸い込みを行っているが, 計算では現象をより明確に把握するために吸い込みの無い固定壁で行った。上下壁は実際の風洞ではスロット壁となっているが, 計算では側壁効果に焦点を絞るため充分遠方で一様流を仮定した。

二次元風洞における側壁効果を定量的に評価解析するために, 4種類の異なる縦横比の翼型模型を用いた試験状態を解析した。縦横比1.25は実際に存在するカナダNAEの高レイノルズ数二次元風洞での模型縦横比である。縦横比2.0はAGARD

の学会で二次元風洞試験に必要な縦横比として推奨された数値である。縦横比4.0は英国RAEの風洞での縦横比, 20.0は理想的な二次元風洞状態を模擬したものである。

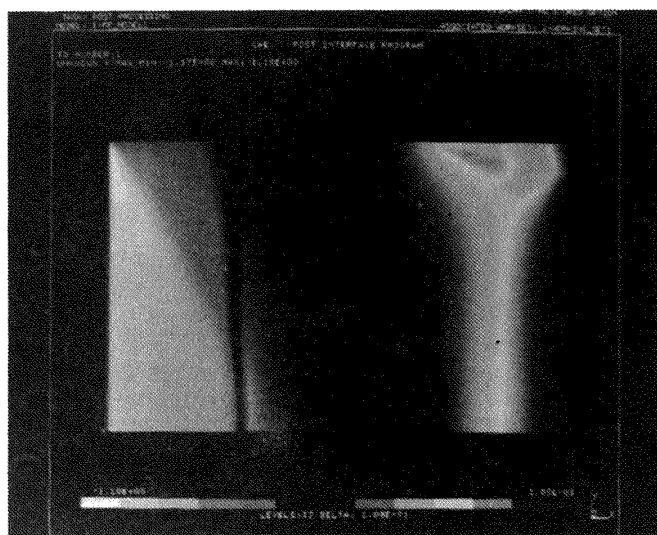
各々の縦横比の模型試験状態で, 翼型の最も重要な空力性能を評価することを第一義的に考え, 計算条件は翼型の設計条件に合わせることにした。すなわち計算マッハ数は0.78, 迎角は揚力係数0.60を狙って設定した。計算レイノルズ数はこの翼型の設計レイノルズ数の 1.4×10^6 とした。

計算結果は, 三菱重工所有の三次元ナビア・ストークス・ポストプロセス・ソフトウェアにより, 圧力係数と摩擦係数の積分による空力係数計算, 主要な断面での圧力分布表示, 更には三分力カラーグラフィックスによる流線表示を行った。

3. 計算結果

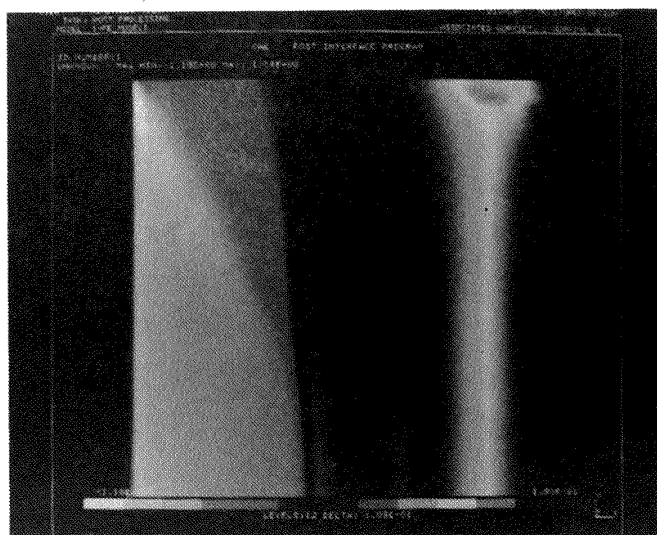
(1) 二次元性

計算結果として得られた縦横比1.25の翼型模型上面の圧力分布を図4に示す。上方が側壁で気流は左方から流れてくる。側壁の効果は流れ場全体に及び, 中心線上も二次元からはかなり離れた流れ場になっていると考えられる。図5は縦横比2.0の翼型模型上面の圧力分布である。縦横比1.25のケースに比較するとかなり二次元的になってはきているが, 等圧線は未だ中心線に垂直には交わっていないため, 側壁の効果が何らかの形で中心線に及んでいると考えられる。縦横比4.0の翼型模型上面の圧力分布を図6に示す。上記2ケースに比べると中心線付近の等圧線はほぼ垂直に交わ



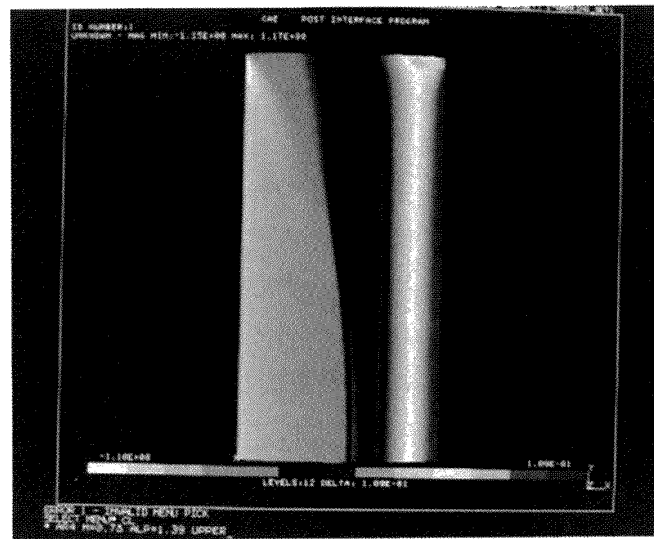
AR: 1.25
M: 0.78
 α : 1.650
 C_L : 0.552

図4 翼上面圧力分布



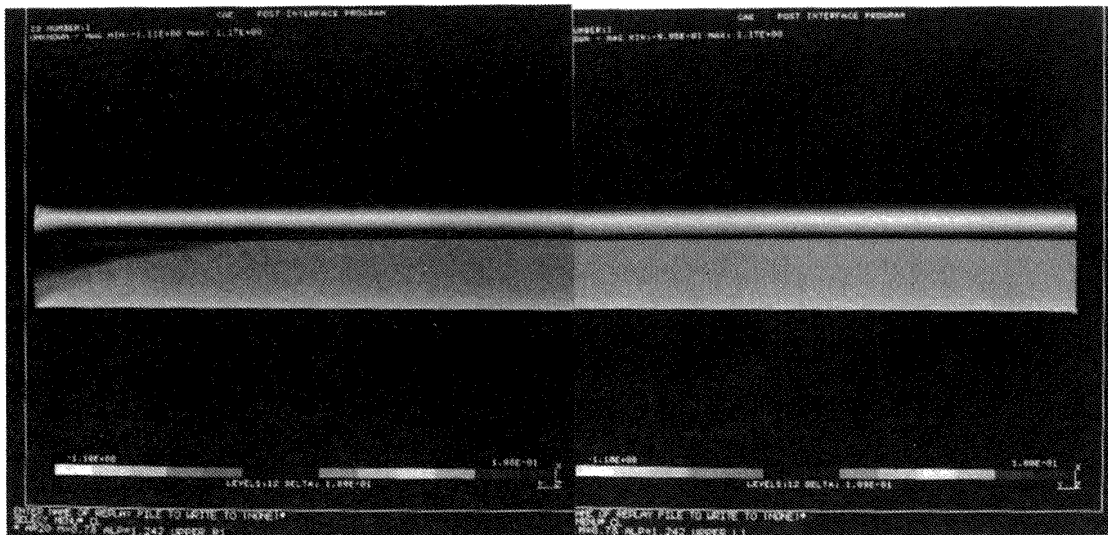
AR: 2.00
M: 0.78
 α : 1.650
 C_L : 0.603

図5 翼上面圧力分布



AR: 4.00
M: 0.78
 α : 1.390
CL: 0.595

図6 翼上面圧力分布



AR: 20.00
M: 0.78
 α : 1.242
CL: 0.599

図7 翼上面圧力分布

っており、かなり二次元性が良くなっていることが伺われる。図7は縦横比20.0の翼型模型上面の圧力分布で、二次元性については全く議論の余地は無い。

縦横比4.0のケースを例にとって翼幅方向の圧力分布の変化を比較したグラフを図8に示す。側壁に近い断面ほど衝撃波は前進しており、中心線上の衝撃波が最も後退した位置となっている。これは、側壁境界層が存在するため側壁付近では亜音速に近い流れ場となっていて、中心線上の遷音速の流れ場との間に圧力勾配が発生しているためと考えられる。

中心線上の圧力分布の模型縦横比効果を図9に

示す。側壁の影響が強い低縦横比の模型ほど衝撃波が前進した結果となっている。これは、上記の翼幅方向の効果とも一致した傾向で、縦横比によって衝撃波位置が大きく異なる結果となっている。二次元風洞試験では、有効縦横比を増加させる試験手法として側壁から境界層を吸い込む試験手法がある。この手法で吸い込み強さを变化させた場合の中心線上の圧力分布の変化を図10に示す。上記の模型縦横比効果と比較すると、確かに衝撃波の位置としては有効縦横比を増加させる効果があることが判る。この計算結果はこれまで行われてきた試験手法を定量的に裏付けたものといえる。こうした側壁吸い込みを行ったNAEの風洞試験

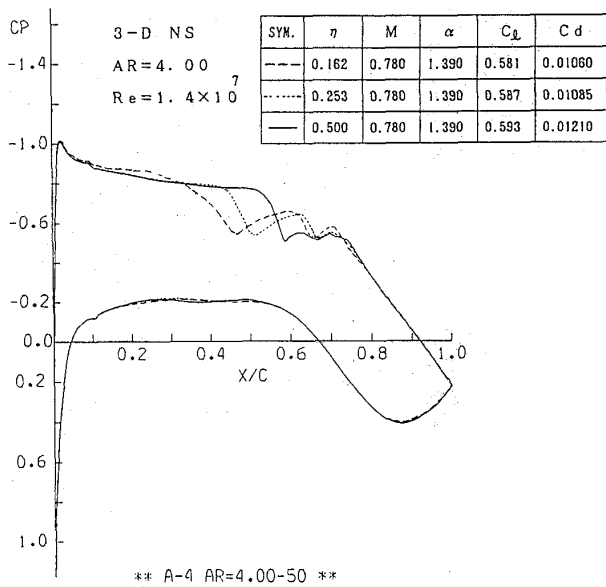


図8 圧力分布比較図(スパン方向変化)

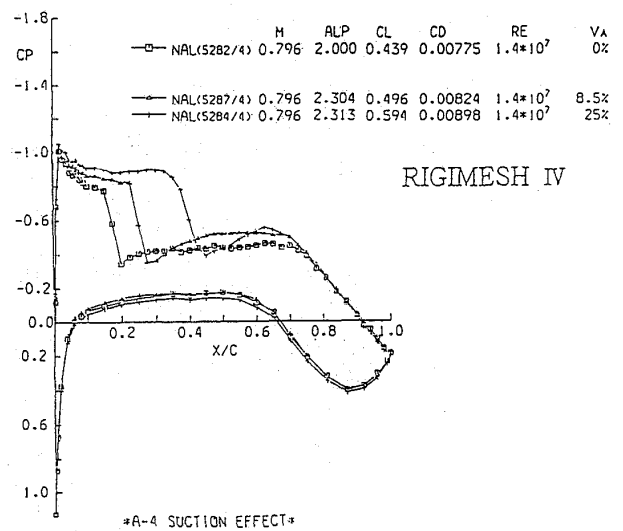


図10 圧力分布比較図(風試における側壁境界層吸い込み効果)

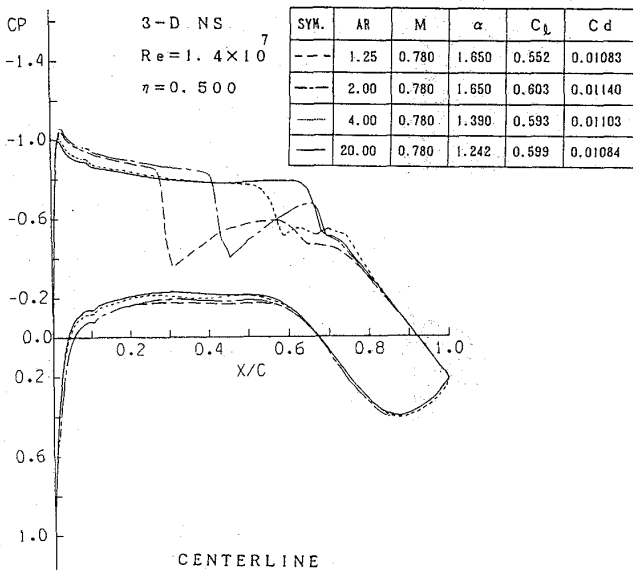


図9 圧力分布比較図(模型縦横比効果)

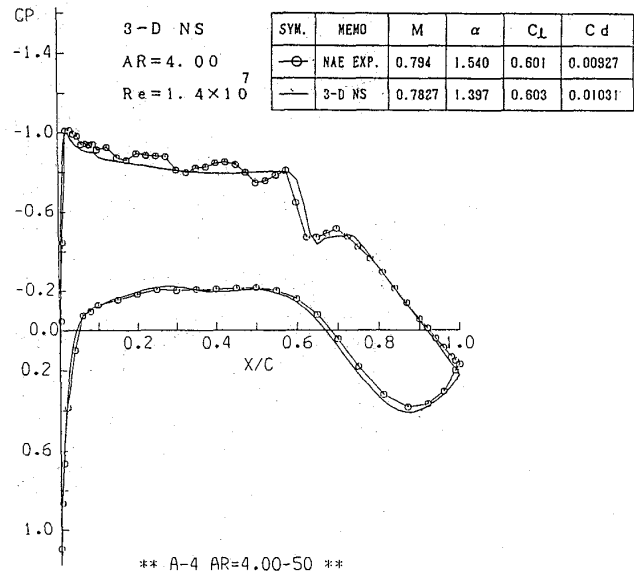


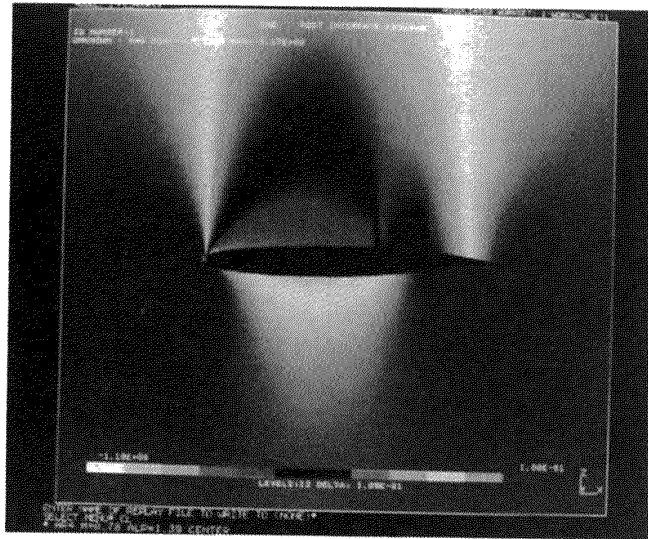
図11 圧力分布比較図(計算と実験の比較)

と今回の計算を比較した結果を図11に示す。NAEの吸い込み有の試験結果は、縦横比4.0の計算結果とマッハ数で0.013の差で良く一致しており、幾何学的には1.25でしかないNAEの空力的な有効縦横比は、ほぼ4.0に近いものと考えられる。

(2) 物理現象

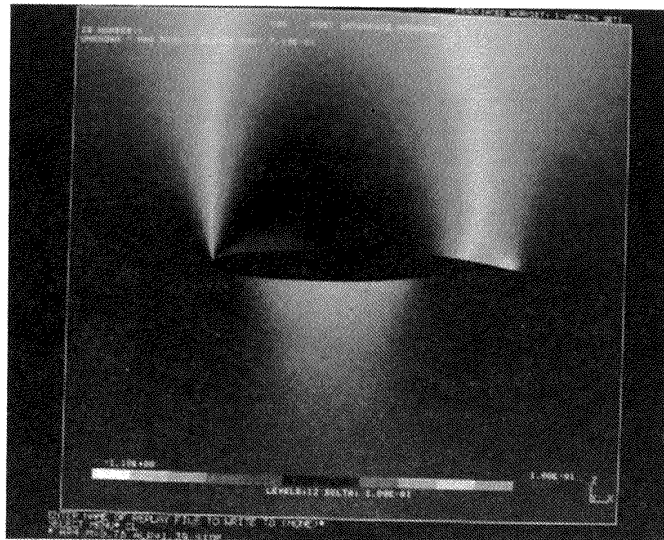
上記の側壁効果はグラフィックスを用いることによってより明確に理解することができる。図12は縦横比4.0の中心線上の圧力分布、図13は同じケースの側壁面上の圧力分布である。二次元性は翼面上だけでなく空間としての二次元性が要求さ

れることが良く判る。またグラフィックス・ソフトを用いて側壁付近の流れ場詳細を検討した結果、側壁効果を理解するうえで興味ある幾つかの物理現象を捉えることができた。一つは翼型後縁付近に発生したELBOW VORTEXである。翼型上面の流線を可視化すると図14に示す様な側壁境界層の二次元的な剥離渦が現れる。また、同様に側壁面上の流線を可視化すると、図15に示すような翼型上面の境界層の二次元的な剥離渦が現れる。実際には、翼型後縁付近でこの二つの渦が結合して、ちょうど肘の様に曲がった三次元渦を形成してい



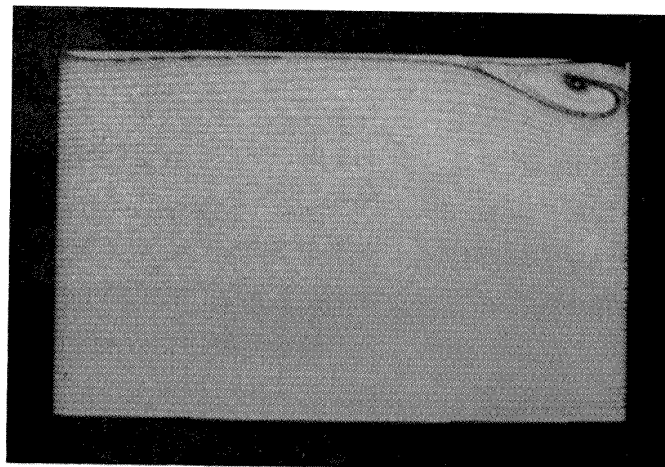
AR : 4.00
 M : 0.78
 α : 1.390
 CL : 0.595

図12 空間圧力分布(中心断面)



AR : 4.00
 M : 0.78
 α : 1.390
 CL : 0.595

図13 側壁圧力分布



AR : 1.25
 M : 0.78
 α : 1.650
 CL : 0.552

図14 翼表面流跡線

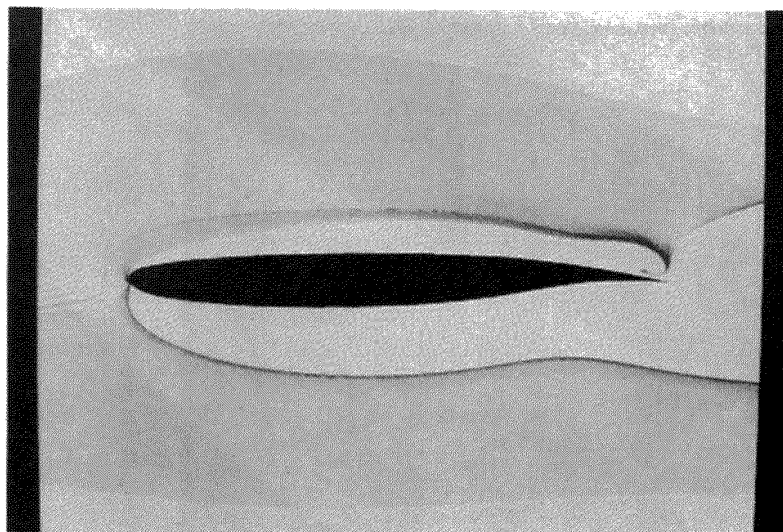


図15 側壁流跡線

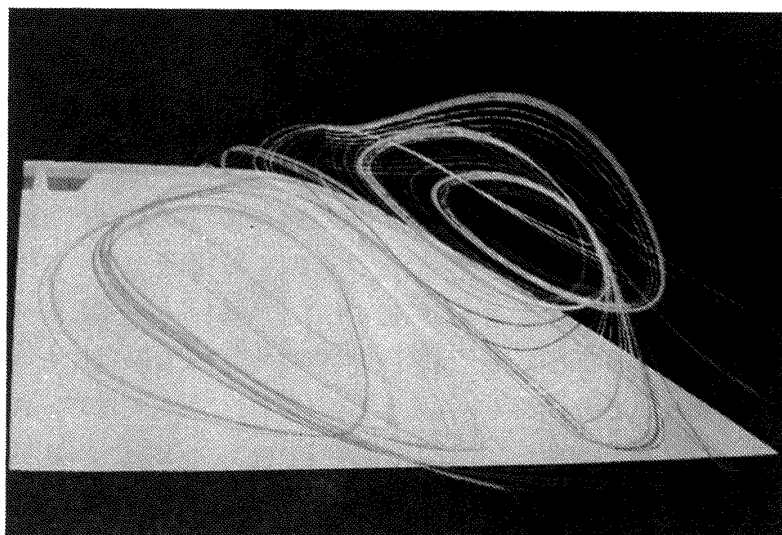


図16 空間流跡線 (ELBOW VORTEX)

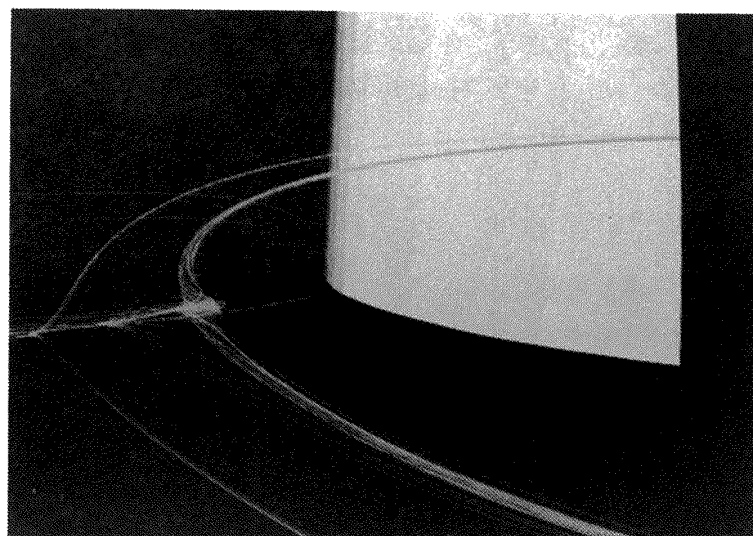


図17 空間流跡線 (NECKLACE VORTEX)

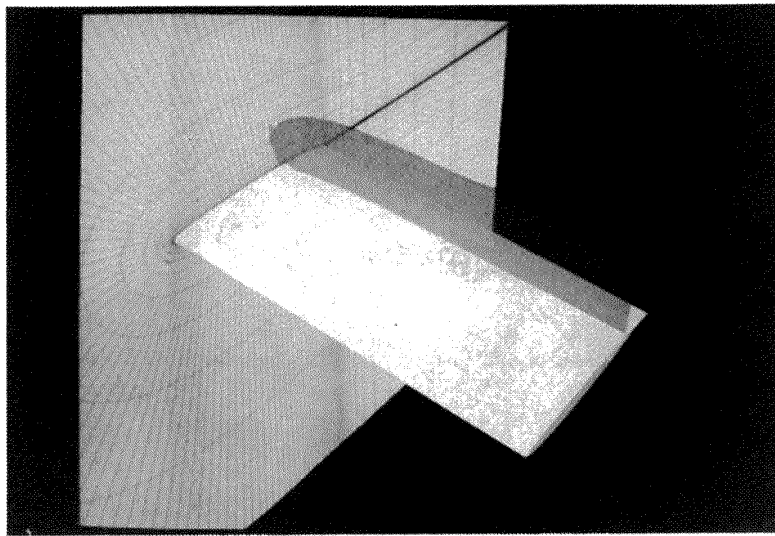


図18 衝撃波面

る。この渦を後方から見た空間流跡線を図16に示す。

もう一つは翼型前縁直前に発生して翼型を取り巻く様に後流に流れていくNECKLACE VORTEXである。これは上流から流れてきた側壁付近の流線が翼型模型まで届かないうちに圧力上昇で剥離を起こし、その剥離渦が翼型の上下面に周り込んでいるものである。図17に翼型前縁付近の渦の様子を示す。翼型模型の側壁近傍の流れはこの渦によって大きく支配されている。

更には、グラフィックスによって翼面上の衝撃波と側壁との干渉も捉えられた。図18にその衝撃波の形状を示す。これは従来の衝撃波と翼面上境界層の干渉とは異なり、衝撃波の横の辺と側壁境界層が影響を及ぼしあうものであり、今後の詳細な現象検討が期待される。

4. ま と め

二次元風洞における側壁の効果を数値シミュレーションによって解析を行った。その結果、縦横比の効果は遷音速翼型の設計点付近では衝撃波の後退として現れ、縦横比の小さい模型ほど衝撃波が前進することが判った。また従来行われている側壁吸い込みが空力的な縦横比を増加させる試験手法として有効なことも定量的に裏付けられた。また、計算結果のグラフィックス処理によって、従来遷音速では可視化されなかったELBOW VORTEXやNECKLACE VORTEXも物理現象として捉えられた。今後、二次元風洞試験はもとより他の試験分野でも、数値シミュレーションと風洞試験がより有機的に結び付いて高性能な空力形状が開発されることが期待される。