

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1309

適応壁貫流制御シミュレーション

中 村 正 義 ・ 半 沢 麻 雄

1996年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 適応壁貫流制御シミュレーション\*

中 村 正 義<sup>\*1</sup> ・ 半 沢 麻 雄<sup>\*1</sup>

## Crossing Flow Control Simulations of Ventilated Adaptive-Wall

Masayoshi NAKAMURA and Asao HANZAWA

### ABSTRACT

Aerodynamic interferences between an airfoil model and wind-tunnel walls cannot be avoided. Therefore, the adaptive-wall concept was considered to reduce the interferences. This paper presents numerical simulations of crossing flow control at ventilated walls for a two-dimensional wind tunnel. Numerical inner and outer flows of the wind tunnel are calculated simultaneously and independently on basis Euler equations using a finite difference method in the Cartesian grid. The adaptive-wall concept requires that the inner flow match the outer flow at the walls where the transpiration velocity is controlled. This requirement is satisfied by matching the pressure at both sides of the ventilated walls.

Numerical wind tunnel tests of NACA0012 airfoil were performed to demonstrate the potential of the adaptive-wall with crossing flow control. Several calculated results of airfoil abilities in the numerical wind tunnel are compared with experimental and other calculated results.

**Key Words:** Numerical flow simulation, Adaptive-wall with crossing flow control

### 概 要

風洞の測定部において、模型と壁の空力干渉を軽減するために、風洞壁の空力条件を制御する適応壁風洞がある。その制御の方式には壁の形状を制御するものと、流れの状態量を制御するものがある。後者の代表に圧力制御がある。それは、通気性がある壁の外側に設けられた複数の整圧室の圧力を制御する方式である。この圧力制御の補助として、壁における流れ方向を直接に調節する試みもある。以下に記述するこの報告は、通気性の壁を貫く流速を直接に制御する方式の適応壁制御の数値解析に関するものである。それは適応壁風洞の内部流と外部流を共に数値的に扱い、適応壁の貫流制御法の追究およびその可能性の確認を行う内容である。

流れを粘性がない非定常な圧縮流として、オイラーの流れの支配方程式の解を物理座標の計算格子において差分法により求める。貫流速度の制御面として厚みや通気抵抗がない理想の壁を想定する。そこで流れの勾配を共通の境界条件に与えて、風洞の内部流と外部流を独立させて同時に計算する。その過程において壁における両流れの圧力差を解消するように壁貫流速度を決める。その結果、壁で両流れの流線方向と圧力が一致して自由流に近い状態が得られる。NACA0012翼型を用いて低速から超音速の二次元流における貫流制御の模擬計算を行った。

### 記号

$C_D, C_L, C_M$  : 抗力, 揚力, モーメント係数

$C_{k2}, C_{k4}$  : 計算安定項の係数

$C_p$  : 圧力係数

$c$  : 翼弦長

$E$  : x-軸方向の流束ベクトル

$e$  : 単位質量当りの総エネルギー

$F$  : y-軸方向の流束ベクトル

\* 平成8年7月3日受付(received 3 July 1996)

\* 1 空力性能部(Aircraft Aerodynamics Division)

FB	: 一様流条件
f	: 流線の形状函数
f'	: 流線の勾配
f''	: 流線の曲率
h	: 風洞測定部の高さ
K	: 圧力差と流線の曲率変更量の関係定数
M	: マッハ数
n	: 境界の領域内に向かった法線方向
p	: 静圧
Q	: 状態ベクトル
SB	: 固体壁条件
T	: 絶対温度
t	: 時間
u	: x-軸方向の速度成分
v	: y-軸方向の速度成分
$V_A, V_B, V_C$	: $x_A, x_B, x_C$ 位置の流線勾配
WB	: 航跡境界の条件
x	: 物理座標
$x_A, x_B, x_C$	: 流線勾配の変化の観察位置
y	: 物理座標
$\alpha$	: 翼の迎角
$\gamma$	: 比熱比 (=1.4)
$\delta$	: 局所格子の間隔
$\theta$	: 境界法線と x-軸のなす角
$\rho$	: 流体密度

## 添字

in	: 内部流の値
L	: 境界の下面
out	: 外部流の値
U	: 境界の上面
$\infty$	: 一様流における状態
(n)	: 反復計算の回数 n における値

## 1. まえがき

風洞実験における模型と風洞壁の空力干渉は風洞の構造上避けられない。その空力干渉を和らげる一つの方法として、風洞の壁における空力条件を制御する適応壁風洞の考えがある。それは電子計算機が役立ち始めた1940年ごろからあり、1970年代になって注目されてきた。

適応壁の制御方式を大きく分けると、固体壁の形状を変える形状制御と、通気性がある形状が定った壁で流れの状態量を変える状態制御がある。後者を代表するものが圧力制御である。壁の形状は流体の圧力に比べて制御および計測が直視的であり扱い易い。そのために実在する適応壁風洞の大部分が形状制御の方式である<sup>1)</sup>。

状態制御の方式のうちで現実の適応壁風洞に用いられ

ているものは圧力制御だけである。密度制御や温度制御などの方式も理論の上や数値解析では可能であるが、現実には困難である。しかし圧力制御の他に、壁を貫く流速に直接に働きかける貫流制御が現実と考えられる。それに似たもので、圧力制御の補助として通気性の壁の開孔比や開孔角度を調節して壁を貫く流れの方向を調節する方法<sup>2)</sup>も試みられている。

適応壁の制御の方式による内容を要約すれば、形状制御は壁における流れの方向を直接に制御するものであり、圧力制御は間接的にその流れの方向を制御するものである。そして貫流制御は、流れの方向を決める速度の成分のうちの一つを直接制御するものである。このことは貫流制御が、形状制御が持つ制御の確実性と圧力制御が持つ構造の簡易性の一部をそれぞれ備えている。そのために実用的な適応壁の制御としてその可能性の数値的な模擬解析による追究がこの報告の目的である。

この報告は、通気性の壁を直角方向に貫く流体の速度を直接制御する適応壁風洞の模擬計算に関するものである。それはまず、風洞内部の現実の流れと外部の計算による流れを共に、オイラー型の流れ支配方程式の物理座標の直交格子による数値計算法<sup>3)</sup>により扱う。その風洞の内部流と外部流を独立して同時に計算する。その過程において、両流れの圧力差が解消するように通気性の壁を貫く流体速度を調節して流れ方向を制御する。これにより内部と外部の流れの壁における圧力と流れの方向を一致させる。それによって両方の流れが空力的に合流して壁の影響がない自由に近い流れが得られる。なお、通気性の壁は厚みも通気抵抗もないものを想定する。

この報告では、まず適応壁風洞の内部流と外部流の数値計算法の概略を説明する。そのあと壁の貫流速度の制御法について記述する。そして、この模擬計算法の妥当性を調べるために、NACA0012翼型を用いた亜音速から超音速の場合の貫流制御の模擬計算を行った結果について報告する。

## 2. 流れ解析

ここで扱う流れの数値解析<sup>3,4,5)</sup>については既に報告した。そこで、その概略を以下に示した。

流れの支配方程式は、二次元の物理座標において、

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0$$

である。ただしQ, およびEとFは、次の状態ベクトル, および流束ベクトルである。

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{bmatrix}$$

この圧力は  $p=(\gamma-1)\{e-\rho(u^2+v^2)/2\}$  である。

なお、変数はすべて無次元化されたものである。

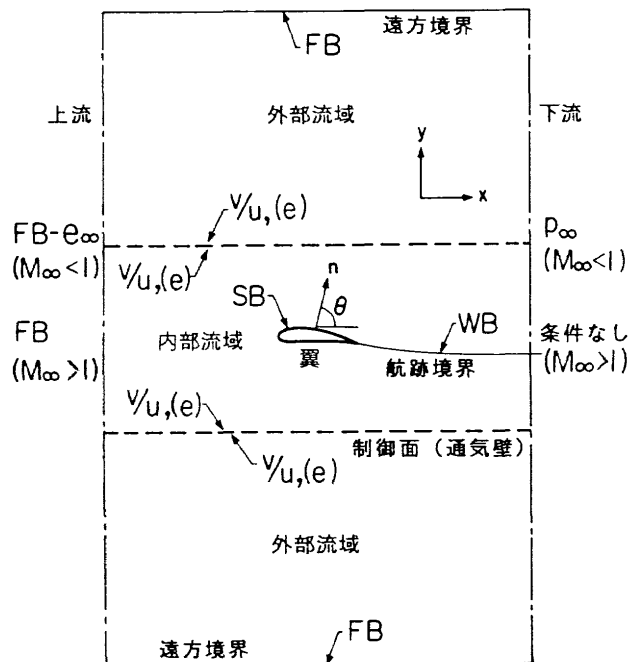
実際に数値解析で用いる方程式は、状態ベクトルだけを未知数として、二種類の微分項を人為的に加えた次の形である。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial Q} \cdot \frac{\partial Q}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial Q} \cdot \frac{\partial Q}{\partial y} + C_{K1} \left( \frac{\partial^4 Q}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 Q}{\partial y^4} \right) = C_{K2} \left( \frac{\partial^2 Q}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 Q}{\partial y^2} \right)$$

この流れの方程式の境界条件と領域を第1図にまとめて示した。風洞の測定部を想定した内部流域は平行する上下の真っ直な通気性の壁に囲まれた部分である。翼は測定部の中央におかれる。内部の流域を挟んで、上側と下側に外部の流域がある。全部の流域を合わせると矩形状の領域になる。なお、この壁は単に位置だけを表していて、現実の多孔壁などの物体として扱っていない。それは、厚さも通気抵抗もない理想化した壁である。

境界条件は、全ての流域ともに上流側の境界において一様流が亜音速のとき、一様流における密度と、二つの速度成分 ( $\rho_\infty, u_\infty, v_\infty$ ) が与えられる。また、一様流が超音速のとき、一様流の条件 ( $\rho_\infty, u_\infty, v_\infty, e_\infty$ ) が与えられる。下流側の境界では一様流が亜音速ならば一様流の圧力が与えられ、超音速ならば条件は与えられない。

これに加えて内部領域の境界条件は、翼境界において固体壁条件が与えられる。上下の壁境界においては流線



- 一様流条件 (FB):  $\rho_\infty, u_\infty, v_\infty, e_\infty$   
 固体壁条件 (SB):  $\partial T / \partial n = 0, u + v \cdot \tan \theta = 0$   
 航跡条件 (WB):  $p_u = p_L, (v/u)_u = (v/u)_L$

第1図 風洞の内部流域と外部流域の境界条件

の勾配が与えられる。また、格子の密度を粗にした場合に設ける航跡境界では圧力および流速方向に不連続がない条件が与えられる。

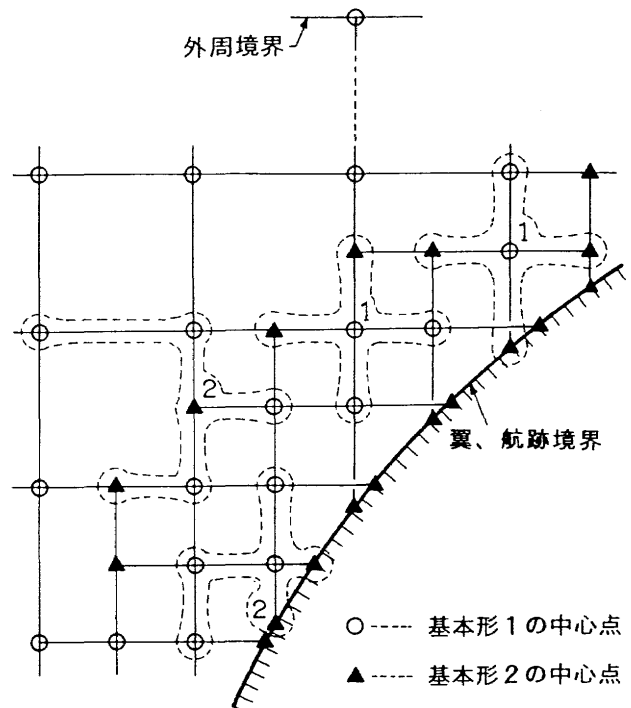
外部領域はそれぞれの領域の上側、または下側の境界の一方に流線の勾配、他方に一様流の条件が与えられる。

貫流速の制御面である壁においては、流線の勾配である  $v/u$  が与えられる。そのうちの  $u$  は自由であって  $v$  が規制される。さらに  $\rho$  と  $p$  は自由であるが  $e$  が規制される、 $e=e(\rho, u, v, p)$ 。すなわち、実質的には壁では垂直な速度成分と単位質量当りの総エネルギーの二つの条件が与えられる。

計算格子は、物理面の正方格子を基本にして、任意形状の境界と接合するものである。その計算点は、正方格子点と、境界と正方格子が交わる境界点である。その格子点と境界点の距離(切片距離)は、差分式に正確に反映される。一般に任意の形状の境界に対しては、微小の切片距離が生じ得る。それは非定常の数値解析では、時間刻みを微小にしない限り不安定の原因になる(CFL条件)。それで、ここでは格子点と境界点の距離に局所的に最小の限界距離<sup>3)</sup>を設けた。

全ての格子形は第2図に示す格子例のような二種類の基本形<sup>3)</sup>に分けられる。基本形1は同図の○印で示すもので、中心の点を通る二つの格子軸に四つの計算点がある。基本形2は▲印で示すように格子軸が不完全なもので、計算点の位置が不規則である。

同図の境界近く示す格子軸が交叉して、○印または▲印がない点が、切片距離が小さくて除外された格子点の



第2図 二種類の格子の基本形

例である。

流れの支配方程式を差分の近似式にして差分計算をする場合、差分逐次式の項および局所速度により中心差分または上流差分を使い分けた。その詳細も既に報告<sup>3,5)</sup>した。そこで、ここでは説明用に簡略した逐次式だけを以下に示した。

$$Q^{(n+1)} = Q^{(n)}$$

$$-\frac{\Delta t}{\Delta x, \Delta y} \begin{pmatrix} * & & \\ & * & 0 \\ & 0 & * \end{pmatrix} \cdot [Q^{(n)} \text{の上流差分}]_{x,y}$$

$$-\frac{\Delta t}{\Delta x, \Delta y} \begin{pmatrix} 0 & & \\ & 0 & * \\ * & 0 & \end{pmatrix} \cdot [Q^{(n)} \text{の中心差分 } M < 1]_{x,y}$$

$$\pm \frac{\Delta t}{\Delta x, \Delta y} (C_{k2}, C_{k4}) \cdot [Q^{(n)} \text{の中心差分}]_{x,y}$$

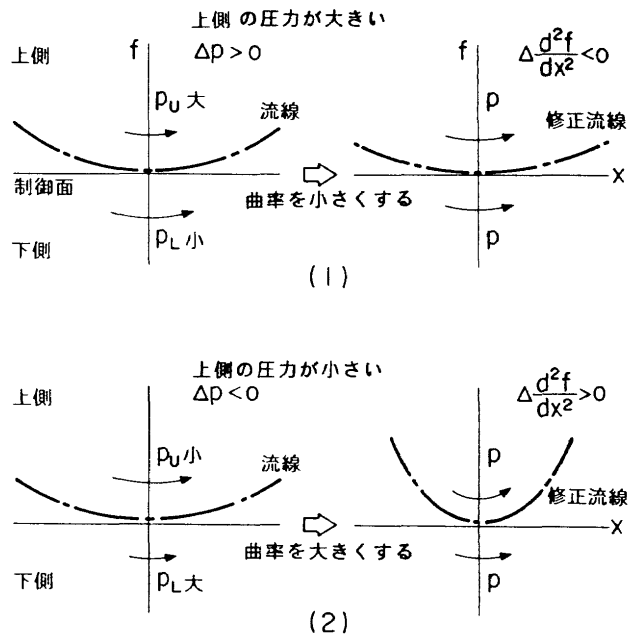
ただし、係数行列は、 $\partial E / \partial Q$ 、または $\partial F / \partial Q$ を示し、記号\*は対角、あるいは非対角の要素を示す。また、添字x, yはそれぞれの座標軸方向の差分を示すものとする。例えば、 $\Delta t / (\Delta x, \Delta y)$ は $\Delta t / \Delta x$ と $\Delta t / \Delta y$ の二つの値をまとめ、 $[ ]_{x,y}$ は $[ ]_x$ と $[ ]_y$ を表す。

### 3. 貫流制御

風洞の内部流の模擬計算においては、測定部の形状を高さhの長方形として翼型が風洞の中央に置かれるものとする。また貫流速度の制御をする制御面と圧力を求める検査面を共に通気性の壁がある位置にした。なお実際の風洞においては通気性の壁である多孔状の壁における垂直と平行方向の速度成分の測定は精度の上から無理があり、制御面と検査面は必ずしも同じでない。

壁の貫流速度の制御の判断基準は、内部流と外部流の壁における圧力差である。その内外の圧力差を解消するように壁の貫流速度の修正量を推定する。その推定には壁における上側と下側の流体の圧力差と、そこにおける両方の流れの流線曲率の変更量を関連させて用いた。

ここでは、制御面である壁の上側の圧力から下側の圧力を引いた値を圧力差 $\Delta p = p_U - p_L$ と定める。まず、第3図(1)のように壁の両側で流線の勾配(v/u)を同じに与えて内部流と外部流をそれぞれ別に計算したとき、上側の圧力が大きい場合( $\Delta p > 0$ )を考える。そのとき、流線曲率が小さくなれば上側の圧力が減り下側が増えて圧力差が解消する。また逆に同図(2)に示すように壁の下側の圧力が大きい場合( $\Delta p < 0$ )は、流線曲率が大きくなれば圧力差が解消に向かう。これより、流線曲率の修正量 $\Delta f'' = \Delta (d^2 f / dx^2)$ と、壁の上側と下側の圧力差の間には $\Delta f'' = -K \cdot \Delta p$ の反比例の関係がある。ただしfを流



第3図 流線の上下の圧力差と流線曲率の修正量

線の形状関数としKを比例定数とする。

差分計算をするために、制御面である壁に沿って等間隔( $\Delta x$ )の計算点を設ける。制御を上流側から下流側に向かうものとする。すると壁に沿った問題にする点0における修正前の流線の曲率は、その上流の二つの微小距離 $\Delta x$ ,  $2\Delta x$ の計算点における流線の勾配( $f' = v/u$ )を用いて次の差分式で表される。

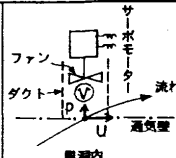
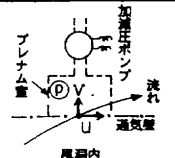
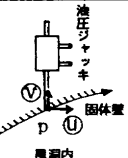
$$(f'')_0 = \{0.5(f')_{-2\Delta x} - 2(f')_{-\Delta x} + 1.5(f')_0\} / \Delta x$$

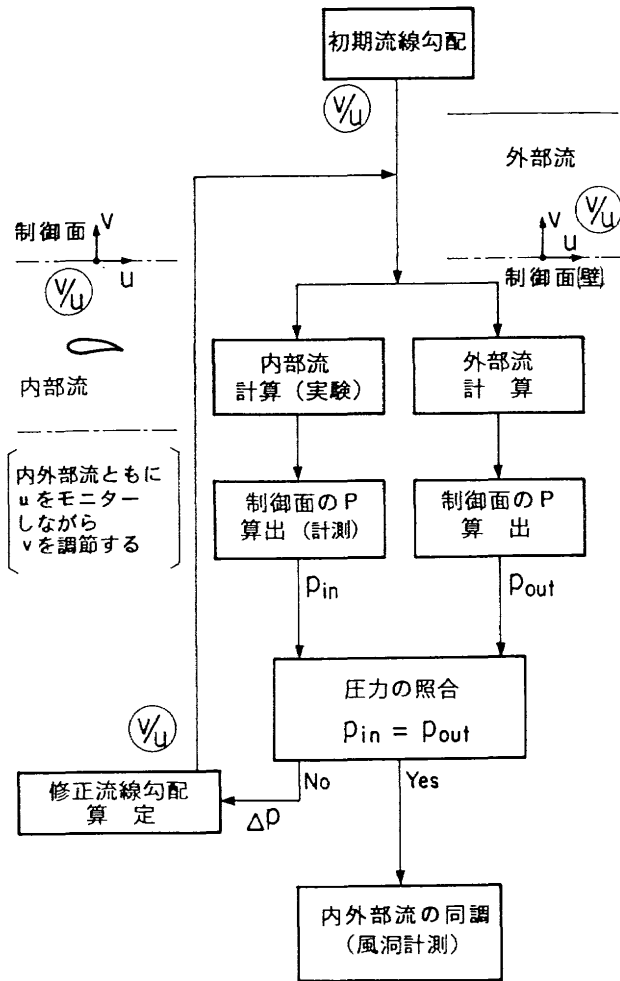
問題にする点0において壁を挟んで圧力差があったとき流線の曲率は修正される。それは上式の左辺に先の修正する曲率量 $f''$ が加わったものになる。その式から右辺の流線勾配 $(f')_0$ を未知数として求める。すなわち流線勾配を上流側から下流側に向かって順次修正するものである。その流線勾配はvとuの比を規定し、そのうちのuが分かっているvが制御の対象になり、 $v = u \cdot f'$ と定められる。この貫流速度の制御法は既に報告した適応壁の形状制御<sup>4)</sup>に類似する部分が多い。

壁の貫流速度の制御の計算行程を、第4図に示した。まず、初期の流線勾配を境界条件にして、内部流と外部流を計算する。そして両方の流域の制御面である壁における圧力を算出する。壁の上下の面で圧力差がある場合は壁において修正する流線の勾配を求めて新たな境界条件とする。それによって、再び内部流と外部流を計算する。壁の両側で圧力差が無くなったとき、両流れは壁において流線方向と圧力に関して空力的に一致したものと判断する。なお、同図の内部流の計算の部分は現実の適応壁風洞の場合の実験に相当するものである。

適応壁の貫流制御と、既に報告した圧力制御<sup>5)</sup>および

第1表 適応壁の制御方式の比較

項目	非形状制御		形状制御
	貫流制御	圧力制御	
制御対象	$v/u$	$p$	$v/u$
同調基準	$p$	$v/u$	$p$
制御判断	圧力差	流線曲率差	圧力差
制御物理量	$v$	$p$	壁座標( $f$ )
計算処理	$\Delta p \rightarrow \Delta f \rightarrow v$	$\Delta f \rightarrow \Delta p \rightarrow p$	$\Delta p \rightarrow \Delta f \rightarrow f$
計算格子	一定	一定	変動
壁形態	通気性直壁	通気性直壁	可撓固体壁
制御技術	貫流速度調節	プレナム室圧力調整	壁形状変形
駆動設備	77N 付付-モニター	加減圧ポンプ	油圧ジャッキ
適用次元	三次元に有利	三次元に有利	二次元が中心
制御面計測	$u, v$ の計測が難しい	$u, v$ の計測が難しい	$p$ の計測が容易
同調面	一般に制御面と異なる	一般に制御面と異なる	制御面と同じ
制御効果	準直接的	間接的	直接的
制御機構の模式図			



第4図 貫流制御の適応壁風洞の計算行程

形状制御<sup>9)</sup>との相違を第1表に示した。貫流制御の制御の対象は形状制御の場合と同じ流線の勾配である。ただし制御面である壁に平行な速度成分 $u$ をモニターしながら流線勾配 $v/u$ が定められた値になるように $v$ を制御するものである。形状制御の場合、壁の形状が流線勾配に直結していて、流れ方向の制御が直接的である。しかし貫流制御は流線勾配が貫流速度の調節によって制御されるものであり、流れ方向の制御に対しては一部しか直接的でない。ただし圧力制御の場合のように整圧室の圧力を介するよりは直接的である。

そのほかに、貫流制御は圧力制御の場合と同じに壁の形状の変化がなく、三次元の制御に有利である。ただし壁における流れの速度成分や圧力の計測には難がある。また貫流制御は、内部流と外部流の計算に関しては圧力制御の場合と同じく計算格子の変更がなく、計算が比較的簡単である。以上のとおり貫流速度の制御方式は圧力制御と形状制御の中間的な存在である。なお、状態制御（非形状制御）の現実の風洞における制御の考察を章を改めて試みた。

#### 4. 計算例

はじめに、風洞の内部流域と二つに分かれた外部流域における計算格子の例を合わせて第5図に示した。翼型はNACA0012であり迎角をとった場合である。内部流域の範囲は、長さが翼弦長の10倍であり、間隔が翼弦長の1.44倍の平行な上下の通気性の壁に囲まれた部分である。翼型の近くの格子を拡大して同じ図に示した。外部流域は内部流域の上下の外側であり、横の長さは内部流域と同じである。内部と外部流域を合わせた部分の縦の長さは、翼弦長の20倍である。最小の計算格子の間隔は翼弦長の0.0078(=1/128)倍であり、最大の間隔は1倍であって、格子間隔は8段階ある。全ての計算点の数は、4011点であり、そのうち内部流域のそれは2171点であり外部流領域のそれは上下の部分に合わせて1840である。

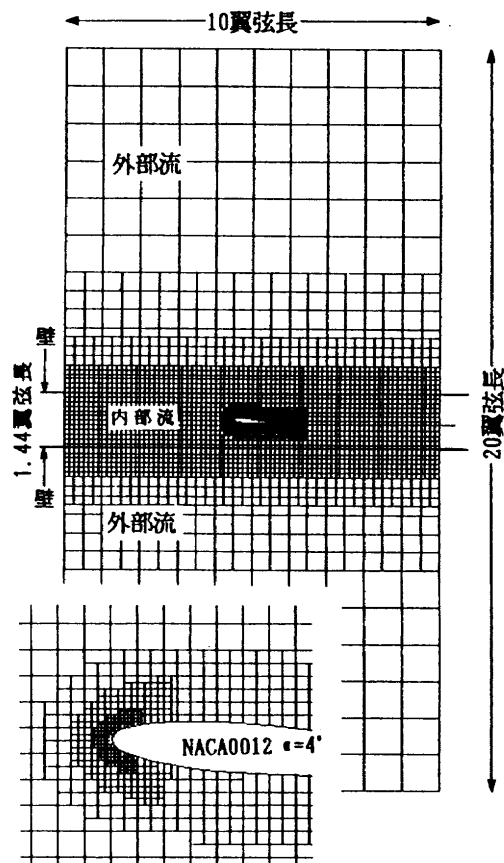
亜音速流の計算例として、上に記した計算格子を用いた一様流マッハ数0.6の場合の計算結果を第6図に示した。図には翼と壁の位置関係を中央に、上下の壁における流体の圧力を上方に示した。圧力の分布には上下の二つの壁の四つの面における値が描かれている。この例は

壁の上下面の流体の圧力が比較よく合っている場合である。それは壁において内部流と外部流の圧力と流れ方向が一致している状態であって、ここではそれを同調圧力と呼ぶことにする。同じ図の下方には、上下の壁の制御した流線の勾配の分布を示した。これは上下の壁の上面と下面の圧力が接近するように壁の貫流速度を制御したものである。例えば同図では翼の前縁付近の上側の壁の制御流線の勾配は  $v/u=0.05$  近くであって、一様流速度を  $200\text{m/秒}$  とし  $u=u_\infty$  とみなすと、風洞の外側に向けて約  $10\text{m/秒}$  の速度で流れが放出されていることになる。

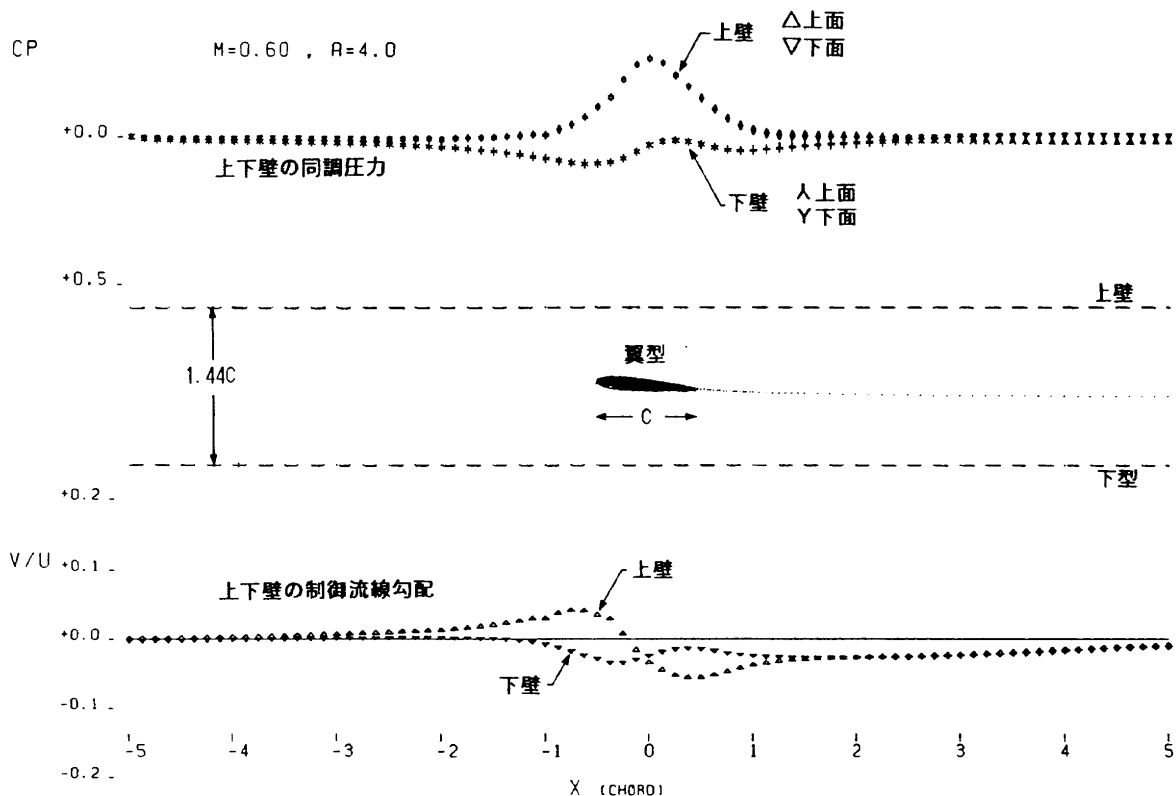
上下の壁における流線勾配の制御の時間を追った経過を第7図に空力係数と共に示した。上下の壁にそれぞれ観測する三つの位置を定めて、その場所の制御した流線勾配の時間変化を示した。例えば、同図の右上に示す壁の中央位置  $x_B$  における制御勾配は、 $v/u=-0.040$  付近に収束している例である。

制御面である壁における内部流と外部流の流線勾配は人為的に同じにしている。そのために壁を挟んでその勾配は連続である。しかし流体の圧力は、計算誤差の範囲で壁で合わせているために圧力の分布に外れが生じる。その様子を第8図にそれぞれ示した。

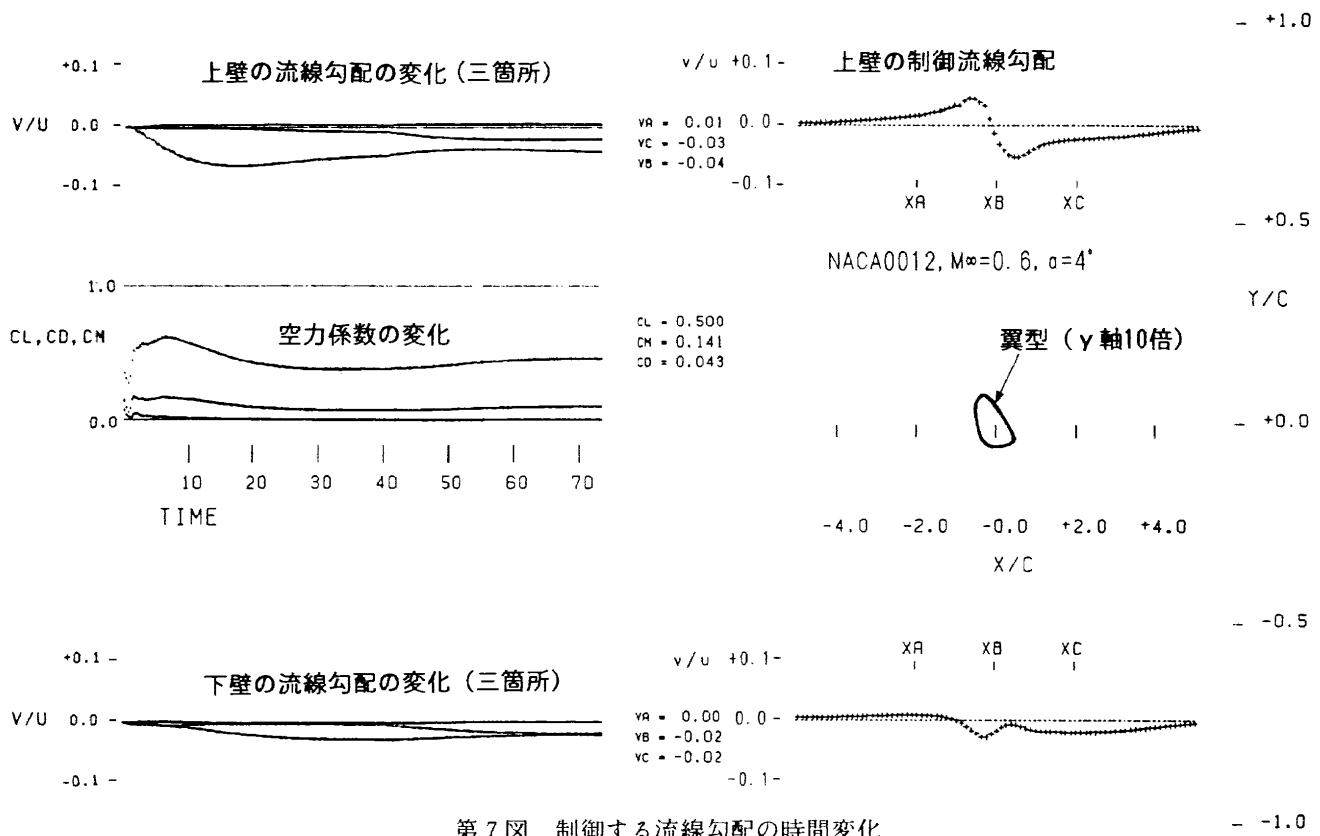
壁における条件の違いによる翼の圧力分布を第9図に示した。同図(1)は壁の通気量を無くした固体壁に相当する場合の例であり、同図(2)が上に述べた貫流制御の計算例の場合である。そこには、測定部に関して同じ寸法比



第5図 計算格子例  
NACA0012,  $\alpha=4^\circ$ ,  $h/c=1.44$



第6図 壁における同調圧力と制御した流線勾配  
NACA0012-64,  $M_\infty=0.7$ ,  $\alpha=4^\circ$

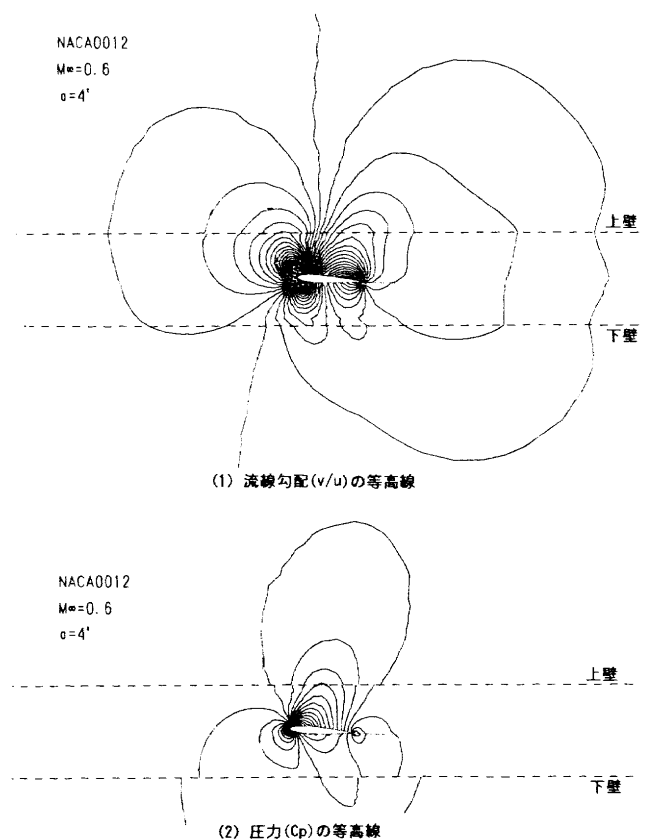


の圧力制御の適応壁風洞の実験結果等<sup>6,7)</sup>も比較値として記入した。また、同図(3)は壁が無い自由流の場合であり、前の例(2)の場合の貫流制御法の検証としてこの流れ解法により計算した例である。

これらの例および以降の計算における計算安定項の係数の $C_{K2}$ と $C_{K4}$ を、局所の格子間隔 $\delta$ に依存して、 $0.5\delta$ 前後と $0.07\delta^3$ 前後にそれぞれとった。それらの値は経験値であり、実験におけるレイノルズ数と系統だった関係はない。また、流れ計算の繰り返し回数は最小の格子間隔において約3万回であり、そのうち1000回に1回の割合で壁における流線勾配の修正計算を行った。なお、流線曲率の修正量と圧力差の関連係数をこの例では $K=0.1$ とした。この値も経験値であり、この例の流れの計算回数に対する修正回数の割合では、収束の状況が妥当であった。以降の計算例の場合も同様である。

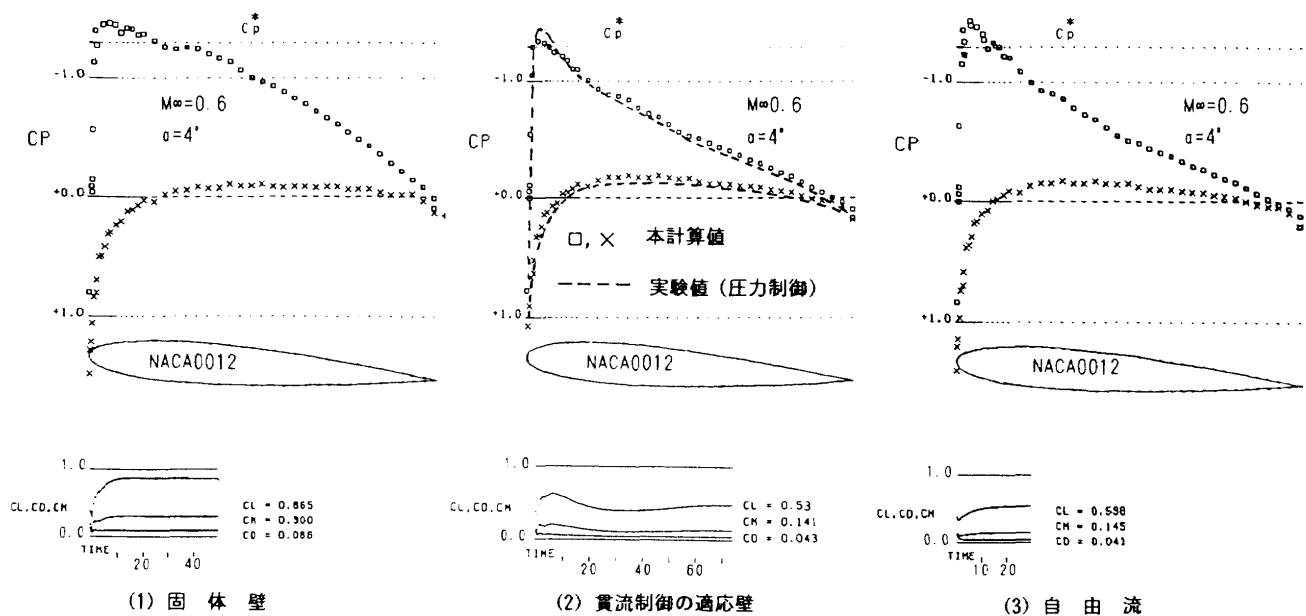
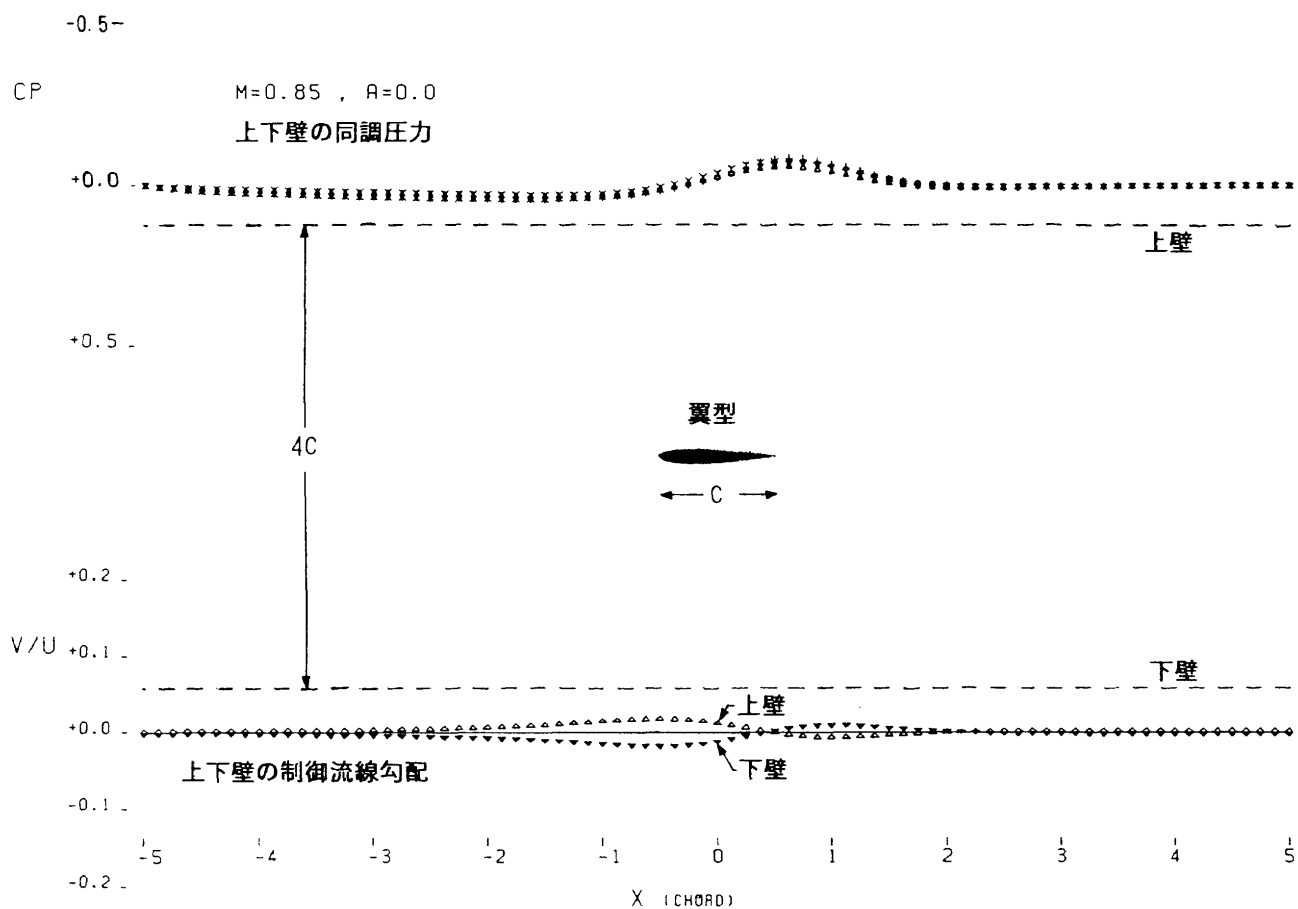
内部流と外部流、および壁の制御の全ての計算に要した時間は、一つの計算例当たり4分前後であった。そのうちの内部流の計算に要した時間が約8割強、外部流のそれが1割半ば、壁の制御関連の計算に要した時間は、数パーセントであった。使用した計算機はFACOM VP-2600である。

遷音速の計算例として、一様流マッハ数が0.85であり、迎角が $0^\circ$ の場合の計算結果を第10図に示した。上下の壁の間隔は翼弦長の4倍である。前の例と同様に、壁にお



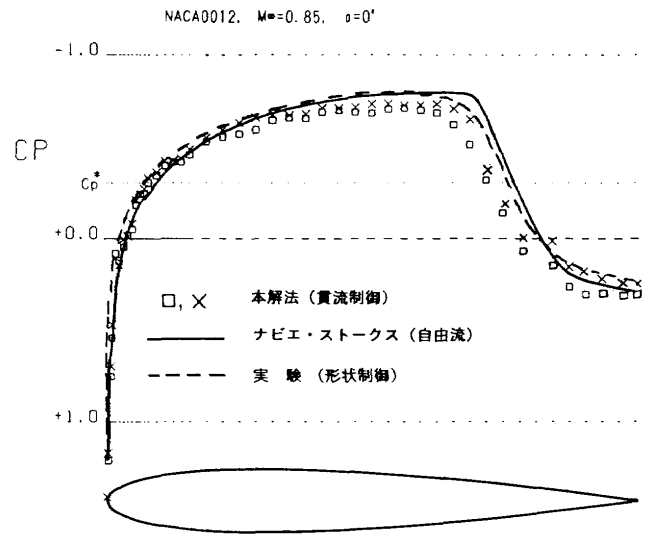
第8図 流線勾配と圧力の等高線



第9図 翼面の圧力分布 NACA0012,  $M_\infty=0.6$ ,  $\alpha=4^\circ$ 第10図 遷音速の計算結果 NACA0012,  $M_\infty=0.85$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $h/c=4.0$

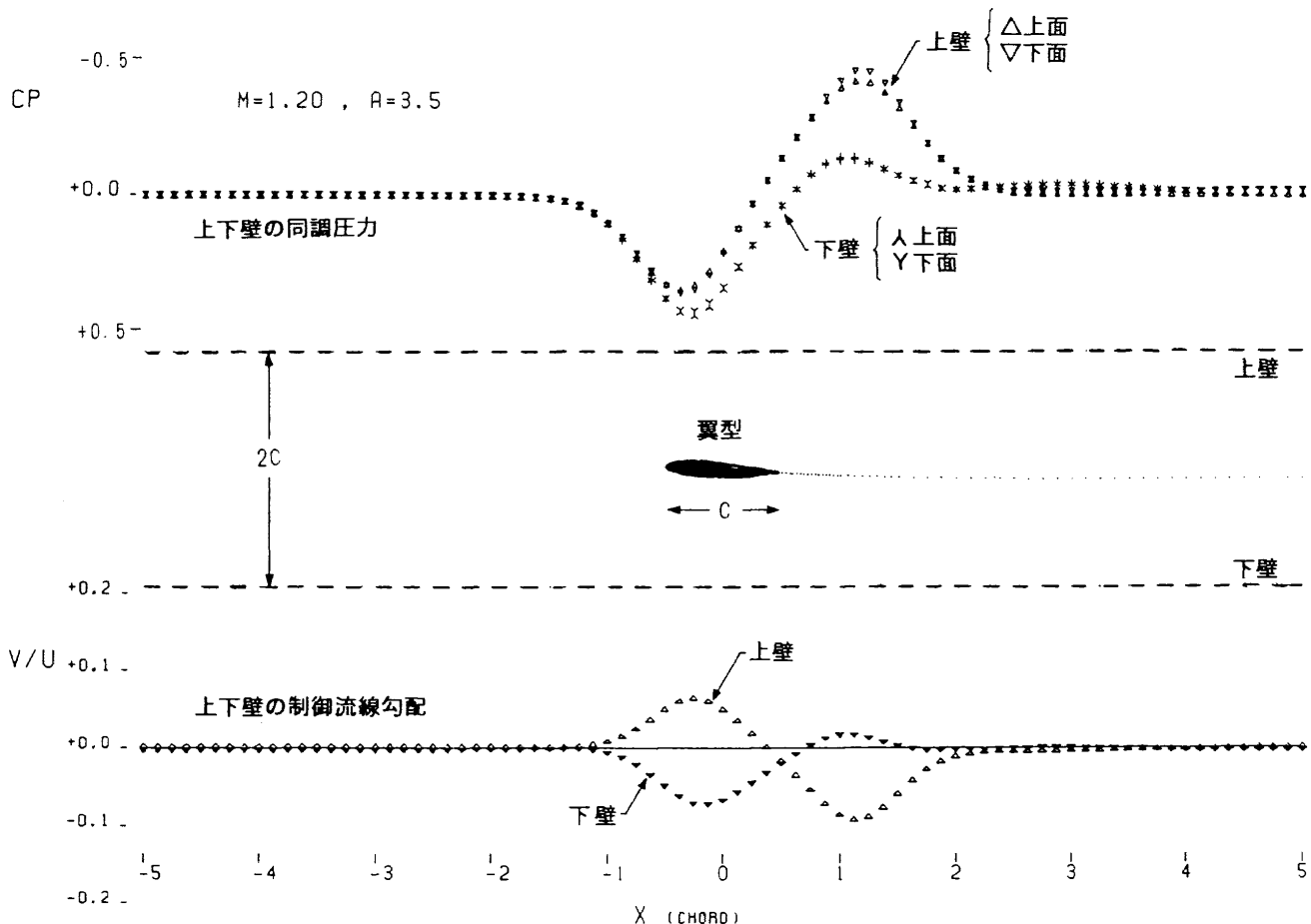
ける流体の圧力の一致の程度、および壁の制御した流線勾配の分布を示した。この例の場合は、仮に一樣流の速度を300m/秒とすると、翼の前縁近くの上下の壁においては秒速が約5mでそれぞれ壁の外側に向けて流れ出すように制御すれば内部流と外部流の圧力が壁で一致することを示している。また、第11図には翼面における圧力分布を示した。測定部について、計算の場合と同じ寸法比の圧力制御の適応壁風洞による実験値<sup>9)</sup>、および自由流における他の計算値<sup>9)</sup>を比較して示した。

最後に超音速の計算例として、一樣流マッハ数 1.2、迎角 $3.5^\circ$ の場合の計算結果を第12図に示した。この例の場合は、上下の壁の間隔が翼弦長の2倍である。前の例と同様に制御面である壁における流体圧力の一致の程度と壁における制御した流線勾配の分布を示した。この場合は、仮に一樣流の速度を400m/秒とすると、翼の中央付近の上下の壁で秒速が約30mの速度でそれぞれ流出させ、翼の半翼弦長ぐらい後方の上の壁で同様の速度で流入させれば同調圧力が得られることを示している。なお、この例の場合には壁の位置に衝撃波が達していると推定されるが、壁における格子間隔が粗いためにその捕捉が十分でないものと推測する。

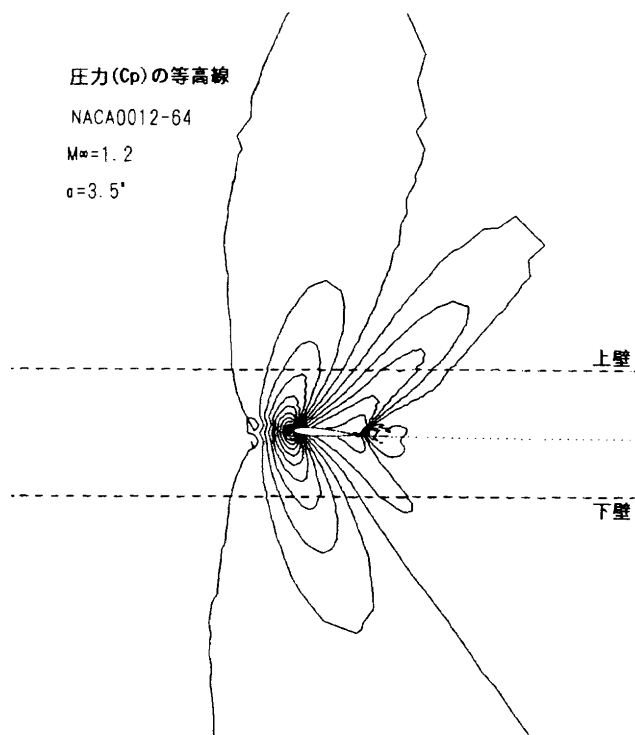
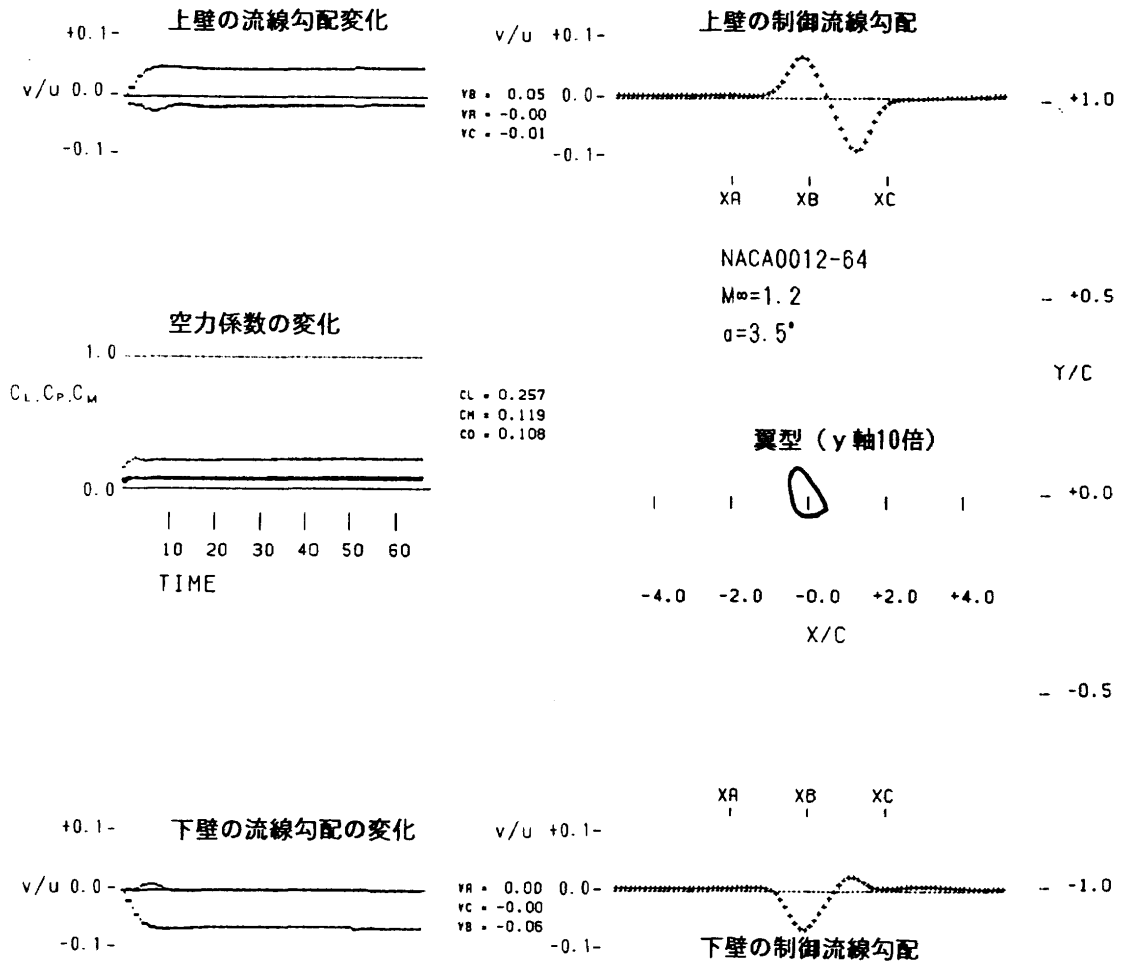


第11図 翼面の圧力分布の比較  
NACA0012,  $M_\infty=0.85$ ,  $\alpha=0^\circ$

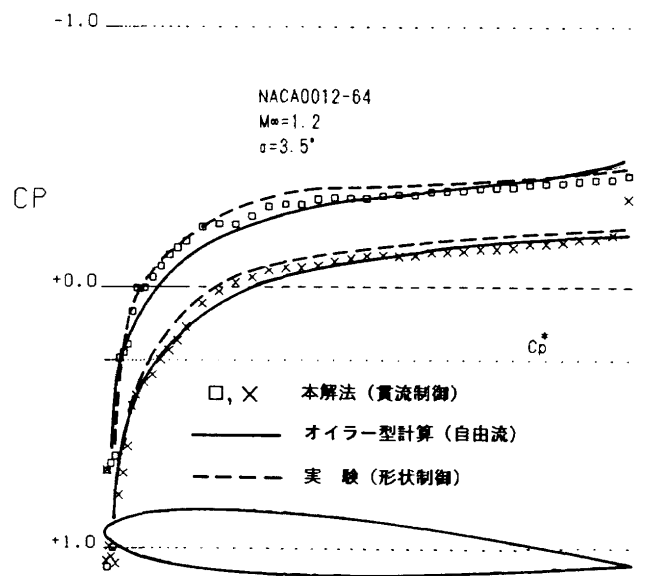
第13図にはこの場合の制御する流線勾配の時間を追った変化を示した。第14図には内部流と外部流の合流の程度を圧力の等高線で示した。そのときの翼面における圧力分布を第15図に示した。同じ図には形状制御の場合の



第12図 超音速の計算結果 NACA0012-64,  $M_\infty=1.2$ ,  $\alpha=3.5^\circ$



第14図 圧力等高線

第15図 翼面圧力分布  $h/c = 2.0$

適応壁風洞の実験値<sup>10)</sup>と、自由流における他の計算解法<sup>11)</sup>の圧力分布も参考に示した。

## 5. 制御の現実

適応壁の制御に関する、本報告の貫流制御と従来の圧力制御の現実風洞に即した相違について以下に述べた。

通気性の壁を理想化したこの報告の数値解析と違って現実の風洞の通気性の壁は流れに影響を与える。その説明用の概念図として、第16図に貫流制御と圧力制御を一つの風洞内の流れと一緒に描いた。

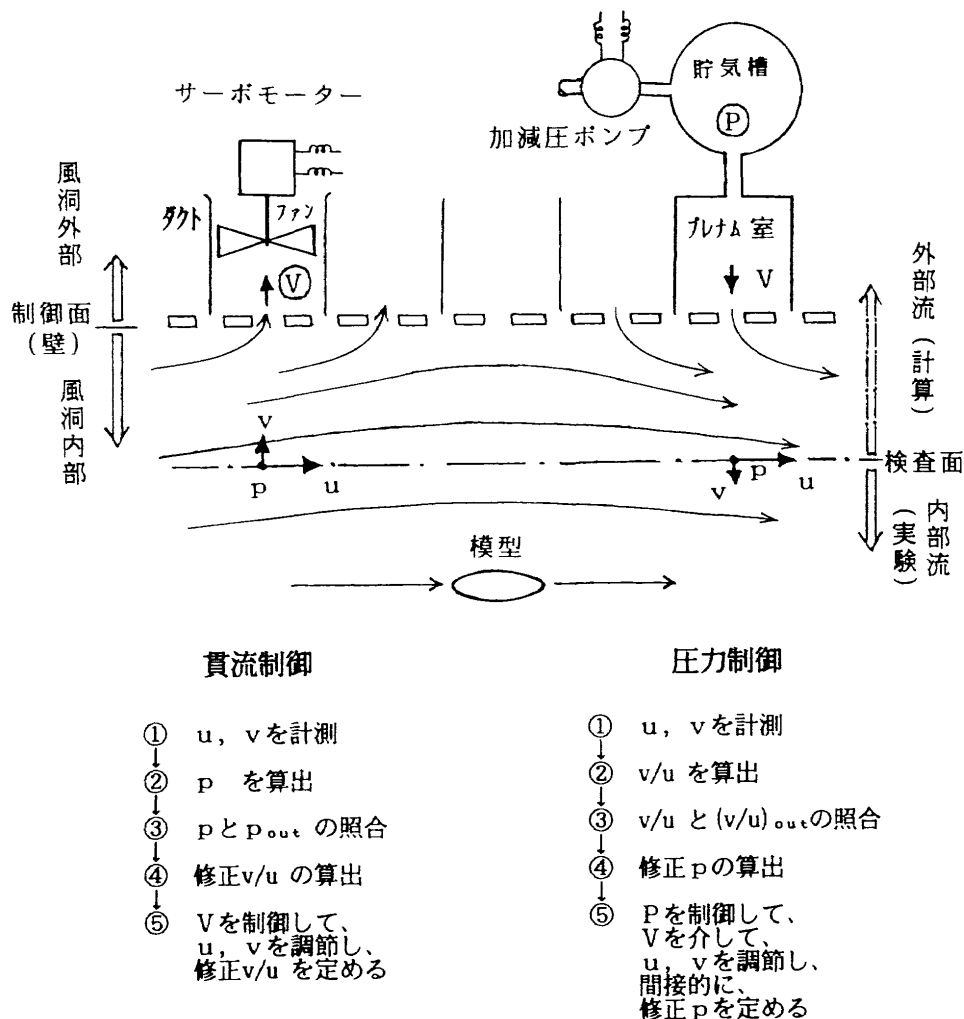
同図の左の貫流制御は、多孔状の壁を貫く流れの速度をサーボモーターで直接制御する装置を想定したものである。同じ図の右の圧力制御は、貯気槽を用いてプレナム室の圧力を制御する方式である。両方の方式は、通気性の壁における流れの吐き出しや吸い込みに関しては同じである。現実の壁の近くの流れは、壁の局所形状や、局所の制御流の影響を受ける。そのために、現実の壁は適応壁システムの内部流と外部流を一致させる制御面として適当でない。そこで、図に示すようにそれらの影響

が少なくなる壁から離れた流域に検査面が設けられる。それが、先の数値計算の場合の制御面に当る。

このように現実の状態制御の適応壁風洞では、圧力や貫流速度を制御する現実の壁と、速度成分などを計測して外部計算流の値と照合する場所が異なる。後者の検査面ではレーザー風速計などにより流れに影響がなく $u$ 、 $v$ の計測は出来る。しかしそこでは、速度や圧力を直接制御することは技術的に不可能である。

同じ図の下半分に、貫流と圧力の制御の行程を示した。①から④までの行程は、この報告、および既に報告した数値解析と同じであり、ただ物理量の扱いが違うだけである。現実の風洞でもそれは変わらない。ただし圧力の算出にはベルヌーイの式が用いられる。しかし⑤の部分は、計算と現実では大きく異なり、実際の風洞では、制御方式によって異なる。

先に記述したとおり、適応壁風洞における内部流と外部流をそれらの境界である壁で一致させための壁条件の制御の方法は色々ある。しかしそれらを突き詰めれば、圧力が一致するように流線を調節することである。その



第16図 貫流制御と圧力制御の相違

典型が形状制御であり、壁の形状制御が流線の調節に直結している。圧力制御ですら予め目標の圧力を人為的に設定するが、それにより流線を調節している。

貫流制御の現実の風洞における内部の流れに及ぼす働きは圧力制御の場合と大差がない。しかし流線の調節がより直接的である。圧力制御は、壁の貫流を伸介して流線を調節しているが、貫流制御は貫流を直に制御している。このことは、貫流制御の流線調節への時間的な反応速度や効果がより形状制御に近いものと推定できる。

また、以下は机上の推測の範囲であるが、仮に想定した壁の貫流の制御装置は機構が単純である。そのために小型にできて、きめ細かい空間の制御も可能であろうと考えられる。それに現実の圧力制御の場合には、検査面の圧力と貯気槽の圧力とを近似的に同じと扱う場合がある。同じ意味で、貫流制御の場合にも検査面の速度成分( $v$ )が制御面の貫流速度( $V$ )と現実にはどのような関係があるか確かめる必要がある。おそらく直線的に近い関係があるだろうと思われる。

## 6. むすび

適応壁風洞の壁条件の制御法研究の一環として、風洞の内部流と外部流、および壁の貫流速度の制御に関する数値計算法を整えた。数値解析における流れを粘性がない非定常な圧縮流とした。また、計算格子を任意形状の境界と非定常の差分計算に対応する物理座標の直交格子にした。内部流と外部流および検証用の自由流を、同一の流れ支配方程式と同じ種類の計算格子による解法を用いて扱った。そのため同じ性質を持った数値計算による流れの下で、適応壁の制御の解析および検証ができた。

適応壁の貫流速度の制御量を、壁の上下の圧力差を基にして算出される流線曲率から推定した。それにより、壁を挟んだ流体圧力の差が解消するように、壁を垂直に貫く流れの速度を内部流と外部流を独立して同時に計算する過程において決めることができた。

一樣流が亜音速から超音速において、周知の翼型が設置された適応壁風洞における適応壁の貫流制御の模擬数値解析を行った。翼型の空力性能に関する計算結果と実験値などとの比較検討を行った。その結果、低速流から高速流まで、壁の貫流速度の同一の制御法によって内部流と外部流が壁において合流する適応状態が得られた。

これにより、数値解析の上からこの適応壁の貫流制御法の妥当性がほぼ確かめられた。

## 7. 文献

- 1) Stephen W. D. Wolf, "Adaptive Wall Technology for Minimization of Wind Tunnel Boundary Interference-Where Are we Now?", Symp. Aerodyn. Aeroacoust 1993, pp.323-370, 1994.
- 2) E. M., Kraft and R. L., Parker, "Experiments for the Reduction of Wind Tunnel Interference by Adaptive-Wall Technology", AEDC-TR-79-51, Oct., 1979.
- 3) 中村, 鈴木, 半沢, 桑野, "風洞内の複要素翼型空力計算", 航空宇宙技術研究所報告 TR-1256, 1995.
- 4) 中村, 半沢, "適応壁形状制御シミュレーション", 航空宇宙技術研究所報告 TR-1284, 1996.
- 5) 中村, 桑野, "適応壁圧力制御シミュレーション", 航空宇宙技術研究所報告 TR-1295, 1996.
- 6) Z. Z. Celik and S. Bodapati, "Convergence Scheme for an Adaptive Wall Wind Tunnel", J. Aircraft Vol. 25, No8, August 1988, pp.733-739.
- 7) AGARD Advisory Report, "Experimental Data for Computer Program Assessment", AGARD-AR-138, May, 1979.
- 8) E. T. Schairer and G. Lee, "Two-Dimensional Adaptive-Wall Tests in the NASA Ames Two-by Two-Foot Transonic Wind Tunnel", J. Aircraft Vol. 28, No11, November 1991, pp.673-778.
- 9) King, L. S., "A Comparison of Turbulence Closure Models for Transonic Flows about Airfoils", AIAA Paper 87-0418, Jan., 1987.
- 10) M. G. Hall, "Cell-Vertex Multigrid Schemes of Solution of the Euler Equations", RAE TM Aero. 2029, March, 1985.
- 11) N. J. Taylor and M. J. Goodyer, "An Aerofoil Testing Technique for Low Supersonic Speed in an Adaptive Flexible-Walled Wind Tunnel", AIAA-90-3086-CP, Vol. 8, No.2, pp.608-621, 1990.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1309号

平成 8 年 10 月 発行

発 行 所 科学技術庁航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町 7 - 44 - 1  
電話 (0 4 2 2) 4 7 - 5 9 1 1      〒182  
印 刷 所 株式会社 実 業 公 報 社  
東京都千代田区九段北 1 - 7 - 8

---

© 禁無断複写転載

本書（誌）からの複写、転載を希望される場合は、企画室  
調査普及係にご連絡ください。

**Printed in Japan**