

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1295

適応壁圧力制御シミュレーション

中村正義・桑野尚明

1996年6月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

適応壁圧力制御シミュレーション*

中村正義*¹ 桑野尚明*¹

Pressure Control Simulations of Ventilated Adaptive Walls

Masayoshi NAKAMURA and Naoaki KUWANO

ABSTRACT

Because aerodynamic interference between an airfoil model and wind-tunnel walls cannot be avoided, the concept of an adaptive-wall to reduce the previous interferences has been considered. This paper presents numerical simulations of pressure control at a ventilated adaptive-wall for a two-dimensional wind-tunnel. Numerical inner and outer flows of the wind-tunnel are calculated simultaneously and independently on the basis of Euler equations using a finite difference method in the Cartesian grid. The concept of an adaptive-wall requires that the inner flow match the outer flow at control surfaces. This requirement is satisfied by matching of the flow direction at the control surfaces.

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

Keywords : Numerical flow simulation Adaptive-wall pressure control

概 要

風洞内の模型と風洞の壁との空力干渉を緩和するために風洞の壁における条件を制御する適応壁風洞がある。それは、風洞内の現実の流れに加えて、壁の外側に架空の計算による流れをつくり、その二つの流れを合わせて壁干渉が少ない風洞内の流れをつくるものである。そのときに、二つの流れが壁で合流するように壁における空力条件を制御する必要がある。この報告は、適応壁風洞の内部流と外部流を共に数値的に扱って、適応壁の圧力を制御する方法の追究およびその確認のための模擬計算に関するものである。

計算に用いる流れを非定常で圧縮がある流れとする。その流れを、オイラー型の流れの支配方程式を物理座標の正方格子において差分法により求める。計算では、厚みや通気抵抗がない理想の壁において、流体の圧力を内部と外部流域の境界条件として与える。風洞の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、壁における内部と外部流域の流れ方向の差を解消するように圧力修正を行う。それにより両流れを圧力と流れ方向に関して一致させて内部流を自由流に近い状態に導く。

二次元の適応壁風洞の圧力制御の模擬計算を行った。低速から超音速の流れにおける NACA0012 翼型の空力特性から適応壁の圧力制御効果の検証を行った。

記 号	
C_D, C_X, 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 -軸方向の流動ベクトル
e	: 単位質量当りの総エネルギー

* 平成8年2月19日受付 (received 19 February 1996)

*1 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

F	: y -軸方向の流動ベクトル
FB	: 一様流条件
f	: 流線の形状函数
h	: 風洞測定部(直壁)の高さ
K	: 圧力変更量と流線の曲率変化の関係定数
M	: マッハ数
n	: 境界の法線方向
p	: 静圧
p_A, p_B, p_C	: x_A, x_B, x_C 位置の圧力係数
Q	: 状態ベクトル
SB	: 固体壁条件
T	: 絶対温度
t	: 時間座標
u	: x -軸方向の速度成分
v	: y -軸方向の速度成分
WB	: 航跡境界条件
x	: 物理座標
x_A, x_B, x_C	: 圧力変化の観察位置
y	: 物理座標
α	: 翼の迎角
γ	: 比熱比 (=1.4)
δ	: 局所格子間隔
θ	: 境界法線と x -軸のなす角
ρ	: 流体密度
添字	
L	: 境界の下面
U	: 境界の上面
∞	: 一様流における状態
(n)	: 反復計算の回数

まえがき

風洞実験のとき、模型と風洞の壁の空力干渉は風洞の構造上から避けられない。その空力干渉を和らげるために風洞壁における空力条件を制御する適応壁風洞の研究が1940年代から行われている^{1,2,3)}。適応壁の制御方式は、壁の形そのものを変える形状制御と、壁の形は変えないで流れの状態量を調節する非形状制御がある。後者の代表が圧力制御である。適応壁風洞は、風洞内の現実の流れと風洞の外側に設ける計算流れから成る。その異なった二つの流れが壁の位置で空力的に合流するように壁における空力条件を制御する。そして両流れ全体で、一つの自由流をつくらうとするものである。それにより壁干渉が少ない風洞内の流れが得られる。本報告はこの二つの流れを共に数値的に扱い、現実の適応壁風洞の場合と同様な過程で風洞の内部流と外部流、そして壁における圧力制御の模擬計算に関するものである。

この模擬計算では、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、厚みや通気抵抗がない理想の通気性の直壁を想定した制御面で、両流れの流線方向が合うように流体の圧力を調節する。計算格子や流れの質の違いによる影響を避けるために、風洞の内部流と外部流を同じ格子の下に、同じ流れの支配方程式に基づいて求める。その解法は既に報告した非粘性で圧縮性がある非定常流れの物理座標の正方格子による差分計算法⁴⁾である。

制御面における内部流と外部流の流線方向の差から、制御する圧力の量を定める。流線の方向は、制御面における流速の二つの成分から算出する。その値を用いて内部流と外部流の制御面における流線曲率をそれぞれ求める。内部流および外部流の壁における流れ方向が合ったとき全体として自由流に近い流れが得られる。

この圧力制御法の模擬計算の検証のために、NACA0012翼型を用いて亜音速から超音速の流れの風洞の内部と外部の流れ、および適応壁の圧力制御の模擬計算を行った。その結果の風洞実験値や計算値との比較を行った。

流れ解析

風洞の内部流と外部流の計算法は既に報告した数値解法⁴⁾に基づいた。二次元の物理面における流れの方程式を、質量、オイラー型運動量およびエネルギーの各保存条件から得られる次の式とする。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

ただし Q 、および E と F は次の状態、および流束ベクトルである。

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

ここで静圧 p は次式で与えられる。

$$p = (\gamma - 1) \{ e - \rho(u^2 + v^2)/2 \}$$

なお、各軸座標および各物理量は一様流音速、同密度、あるいは翼弦長により無次元化されたものとする。数値解析に実際に用いる流れの支配方程式は、状態ベクトル Q だけを未知とし、また計算の安定のために、粘性に似た役割がある2階と4階の微分項を加えた次の式である。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial Q} \cdot \frac{\partial Q}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial Q} \cdot \frac{\partial Q}{\partial y} + C_{k4} \left(\frac{\partial^4 Q}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 Q}{\partial y^4} \right) = C_{k2} \left(\frac{\partial^2 Q}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 Q}{\partial y^2} \right) \quad (2)$$

内部流と外部流域の境界条件を第1図に示した。内部流域は、平行な理想的通気性の壁を想定した上下の二つの真っ直な制御面に挟まれた内側の部分であって、中央に翼型

ただし係数行列と中の記号*は行列 $\partial E/\partial Q$ または $\partial F/\partial Q$ とその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 $\Delta t/\Delta y$ の二つの項をまとめ、 $[]_{x,y}$ は $[]_x$ と $[]_y$ をまとめて表した。

計算時間節約のため局所時間刻み法を用いた。それは、計算回数および時間刻みがその場所の格子間隔により異なる。格子間隔が半分のところでは時間刻みが半分になり計算回数は2倍になる。時刻の同時性は最大格子間隔における時間刻み毎に確保される。

圧力制御

風洞の内部流の模擬計算では測定部形状を高さ h の長方形とし、その中央部に翼型が置かれるものとする。また上下の通気性の直壁を理想化して通気抵抗や厚みが無い境界とし、そこを圧力制御面とする。なお、実際の適応壁風洞では、多孔状の平板である通気性の壁の外側に独立した複数の整圧室を設けて圧力を制御し、制御面と圧力検査面は分離する例が多い。それは通気性の壁近傍の流れが複雑であり平均化された速度成分値の計測が容易でないからである。数値解析では、圧力の制御面と検査面を分ける必要がなく同一にした。制御面における圧力の修正量は、その内部流と外部流の流線曲率の差から判断される。

ここで圧力制御の基になる流線曲率と流体圧力の関係を予備知識として二次元の流管で考える。第3図の左に示すように流線の曲率がゼロの状態があるとす。その上方と下方の圧力が等しい状態から、同図の右の流線が正の曲率をもつ状態に移るものとする。すなわち流線の曲率が増加したとする。断面1と2の流量が等しいとき、流線の上方の速度が減り圧力が大きくなり、下方はその逆になるはずである。このとき上側流域では、流線曲率が増して圧力も増し、時間的な圧力変化と曲率変化は正比例する。しかし下側流域では、流線曲率が増しても圧力は減って、圧力変化と曲率変化は反比例の関係になる。

この流線曲率変化と圧力変化の関係を、制御面における内部と外部の流域に当てはめる。流線形状を $f=f(x, y)$ で表し、その勾配を $f' = df/dx$ および曲率を $f'' = d^2f/dx^2$ と表す。また流域を問わず、修正する流線曲率の量を $\Delta f''$ と書き、変更する圧力の量を Δp とする。この流線曲率の変化量と圧力の修正量の間には、先の説明のとおり、流線の上側 (+y) では正比例、下側 (-y) では反比例の関係がある。これを K を正の比例定数として表すと、

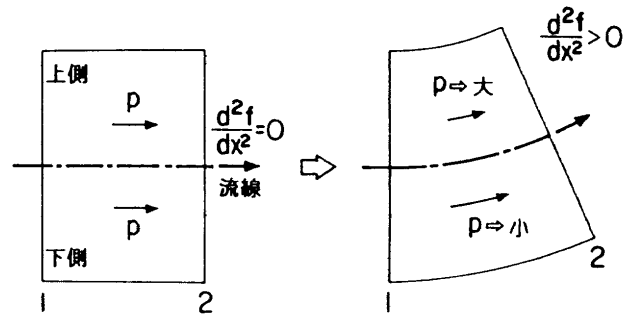
$$(\Delta f'')_U = K \cdot \Delta p_U \quad \text{および} \quad (\Delta f'')_L = -K \cdot \Delta p_L$$

である。

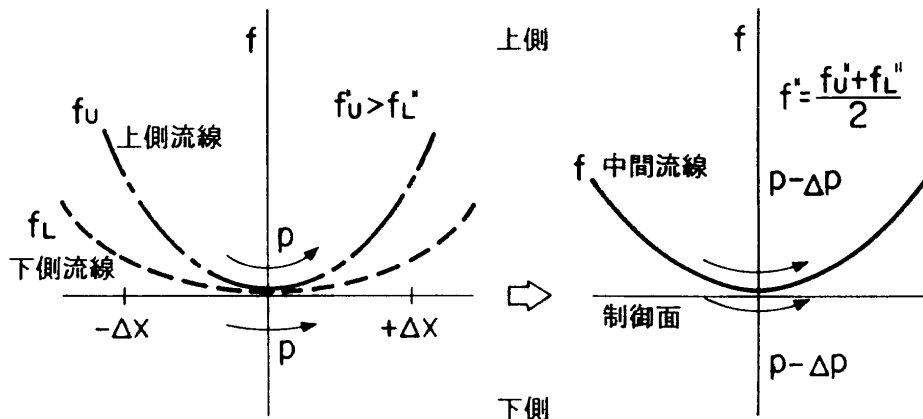
x -軸に平行な制御面を通過する流線の勾配が小さい前提の下に微小幅の帯状部分の流線を同じものと見做す。この場合、制御面に差分の離散点をとったとき、点0の流線の曲率は上流 (- Δx) と下流 (+ Δx) の二つの隣接点の流線の勾配を用いて、次の差分形で表せる。

$$(f'')_0 = \{(f')_{+\Delta x} - (f')_{-\Delta x}\} / 2\Delta x \quad (4)$$

第4図の左に示すように、制御面で内部と外部の両流域に同じ圧力を境界条件として与えても、制御面における流線は一般に一致しない。そこで同図の右のように両流域の流線曲率の中間値 $(f''_U + f''_L) / 2$ を修正過程の一時的な修正目標の流線曲率に定める。すなわち上側の流線の曲率を減らし、下側のそれを増して流れの流線曲率をこの中間値にそれぞれ近づける。この上側と下側の流線曲率の修正量を先の圧力の変更量との関係式にそれぞれ当てはめると次式



第3図 流管内の圧力と流線勾配



第4図 流線曲率と圧力制御

になる。

$$(\Delta f'')_U = (f''_U + f''_L) / 2 - f''_U = K \cdot \Delta p_U$$

$$(\Delta f'')_L = (f''_U + f''_L) / 2 - f''_L = -K \cdot \Delta p_L$$

この場合 $(\Delta f'')_U = (\Delta f'')_L$ であり、それを $\Delta f''$ とおき、 $\Delta p_U = \Delta p_L$ を Δp とおくと、まとめて次の式になる。

$$\Delta f'' = (f''_U - f''_L) / 2 = -K \cdot \Delta p \quad (5)$$

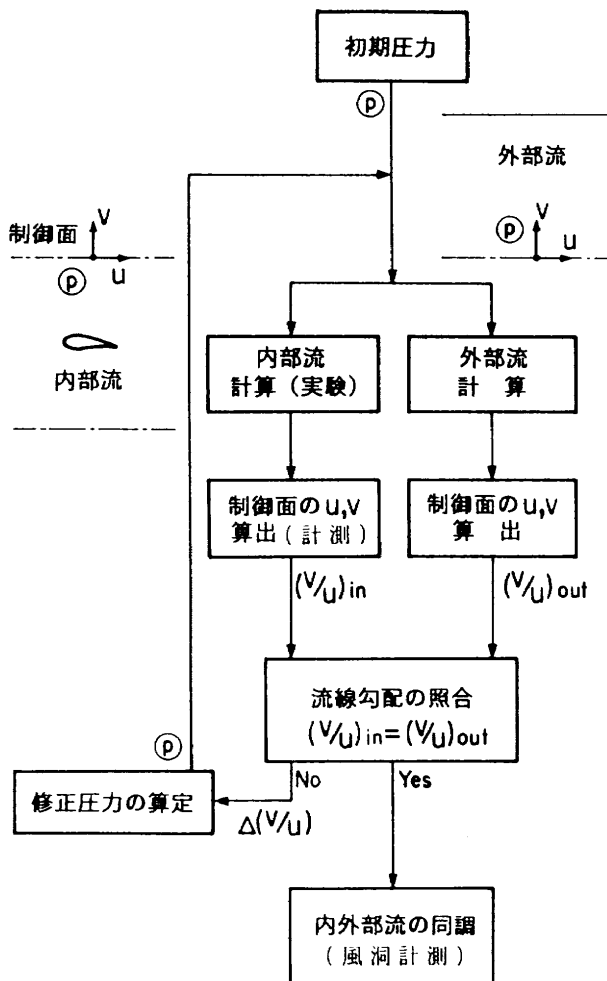
すなわち同図の例の場合、圧力を Δp だけ少なくすれば両流域の流線曲率がその中間値になることに対応する。

圧力制御の行程は、上流から下流に向うものとする。その場合、制御する点 0 の上流側の隣接点 $(-dx)$ の内部と外部の流線勾配は既に等しくされたものとする。そのとき、両流域の流線曲率、 f''_U と f''_L を差分形で表して上の式に入れると、上流側の流線の勾配が打ち消されて次の形になる。

$$\Delta f'' = \{(f'_U)_{+dx} - (f'_L)_{+dx}\} / 4dx = -K \cdot \Delta p \quad (6)$$

すなわち、流線曲率の差をその場所の下流側の流線勾配の差で評価することができる。これにより流線曲率だけでなく流線方向の一致も確保できる。

次に、適応壁の圧力制御の計算における行程図を第 5 図に示した。まず、初期の制御圧力を境界条件として、内部



第 5 図 圧力制御の計算行程図

と外部の流れを独立して計算する。次に両流域の制御面の速度成分の u と v を求めて流線の勾配を照合する。それが一致しない場合、圧力の変更量を算出して新たな圧力の下で、再び内部と外部の流れ計算を行う。内部と外部の流域の流線勾配が一致した場合、両流れは流線の方向と圧力に関して一致したものと判断される。なお、現実の適応壁風洞では、この行程図の内部流の計算の部分が実験になり、算出が計測になる。

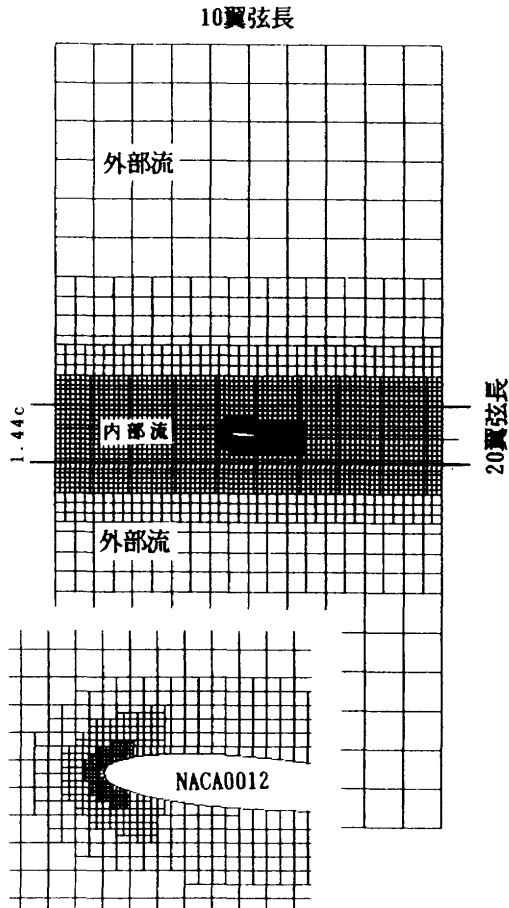
ここで、圧力制御と既に報告した形状制御⁵⁾の相違を第 1 表に示した。圧力制御と形状制御は、制御の対象にする物理量と、その制御を判断するものが入れ替わった関係にある。圧力制御の判断基準は v/u であるが、現実の風洞では、多孔壁などの通気性の壁における計測の精度に問題があって、 u, v の計測位置を壁から離れた場所にとる場合が多い。これに反して形状制御では圧力が判断基準であり、固体壁に沿った圧力計測は比較的容易である。また圧力制御の場合は、風洞壁の形状に変化がなく三次元に対応しやすい。計算処理に関しては、圧力制御は流れ計算における演算中の計算格子の変更がなく計算格子の変動がある形状制御に比べて扱いやすい。また、適応壁の制御の計算内容は、圧力制御は形状制御に比べてやや複雑である。

計 算 例

風洞の内部と外部の流域の計算格子例を第 6 図に示した。

第 1 表 圧力制御と形状制御の比較

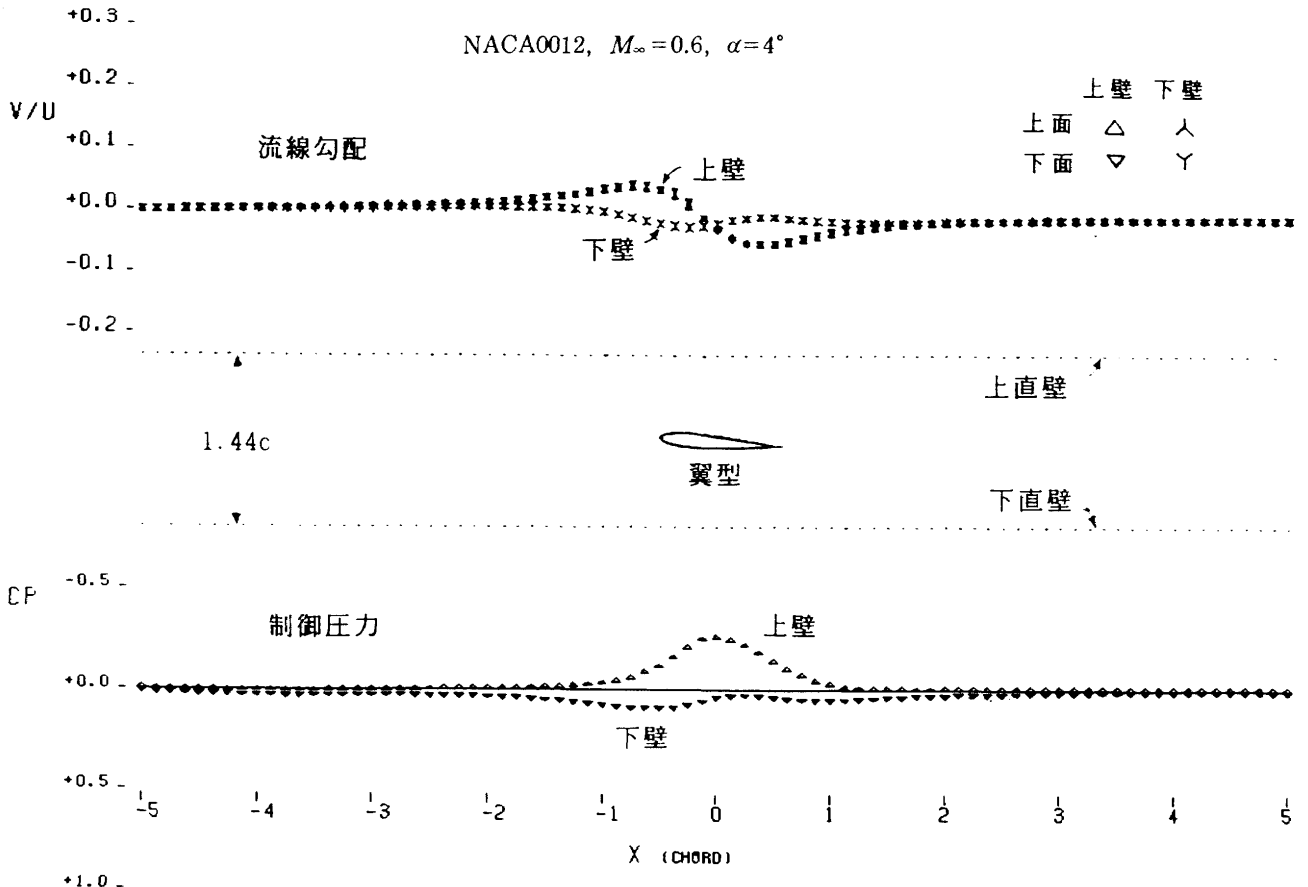
	圧力制御	形状制御
制御対象	p	v/u
同調基準	v/u	p
制御判断	流線曲率差	圧力差
計算処理	曲率差→圧力差	圧力差→曲率差
計算格子	一定	変動
壁形態	通気性直壁	可撓固体壁
制御技術	ラム室圧力調整	壁形状変形
駆動設備	加減圧ポンプ	油圧ジャッキ
適用次元	三次元に有利	二次元が中心
制御面計測	u, v の計測に難あり	p の計測が容易
同調面	一般に制御面と異なる	制御面と同じ
制御効果	間接的	直接的



第6図 計算格子例 NACA0012, $\alpha=4^\circ$, $h/c=1.44$

翼型はNACA0012であり、迎角を 4° にとった場合である。内部流域は長さが翼弦長の10倍、幅が1.44倍で平行な上下の通気性の直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図に示した。外部流域は内部流域の外側であり、独立して二つに分かれている。横の長さは内部流域と同一であって、縦は内部流域の幅を合わせて翼弦長の20倍である。全ての流域の最小格子間隔は、翼弦長の0.0078 ($=1/128$)倍であって最大間隔は1倍であり格子間隔は8段階ある。内部流域の総計算点数は2171であり、そのうちの90点が翼境界上のものである。また外部流領域のそれは上下部分を合わせて1840である。

亜音速流の計算例として、上記の計算格子を用いて一様流マッハ数0.6の場合の計算結果を第7図に示した。同図には、翼と壁の位置関係、および上下壁の流線勾配を同図上方に示した。そこには上下の二つの壁の四つの面における流線勾配を描いた。これは上下の壁のそれぞれの上下面の流線勾配が近づいている例である。同じ図の下方には上下の壁における制御圧力の分布を示した。これは、上下の制御面の各上面と下面における流線勾配が接近するように圧力を制御した結果である。その制御圧力の時間経過を第8図に示した。上下の制御面にそれぞれ三つの位置を定めてその場所の圧力の時間変化を示した。例えば同じ図の右上に示す壁の中央位置 x_B における圧力係数は -0.26 付近に



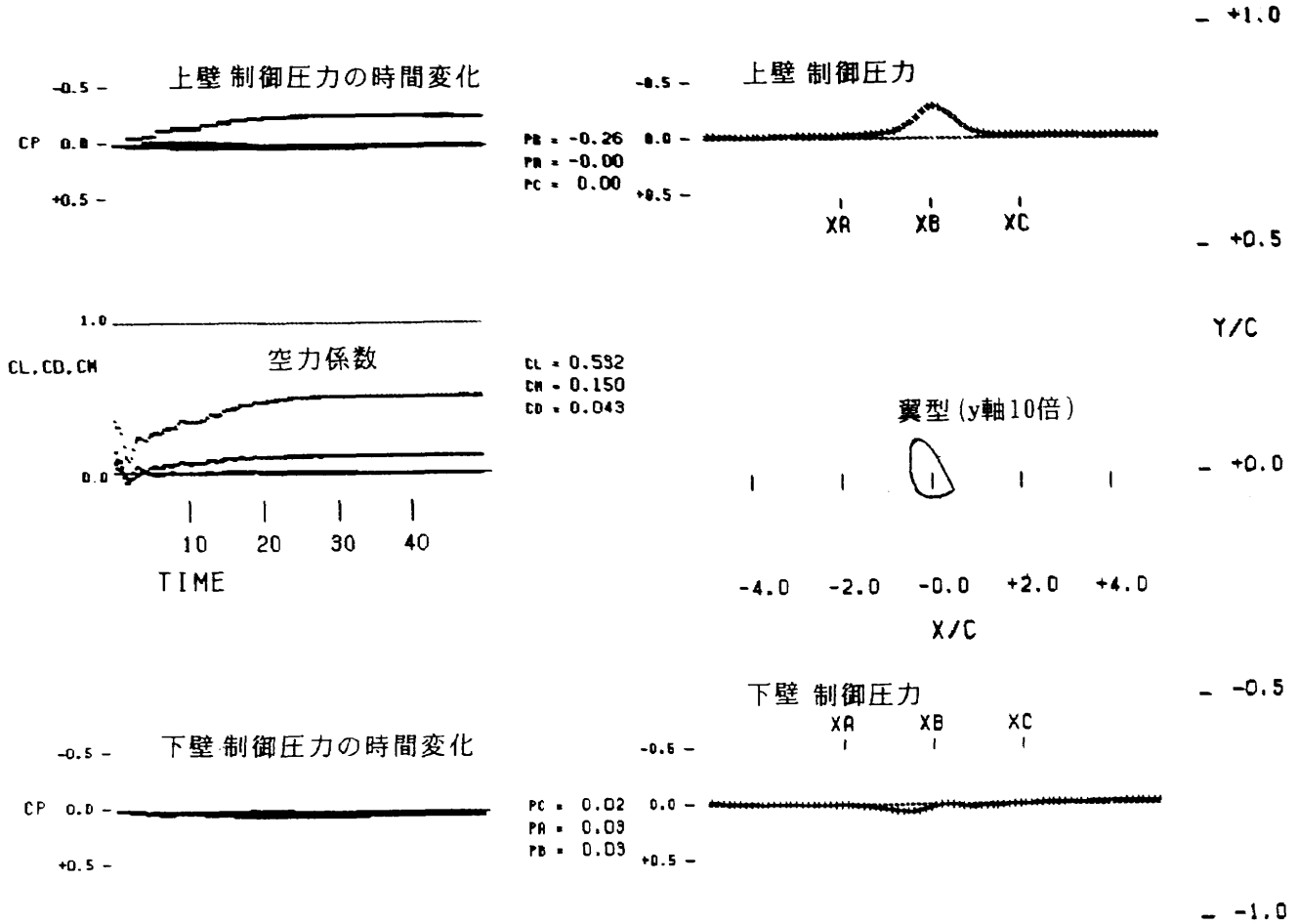
第7図 亜音速の計算結果

収斂している例である。

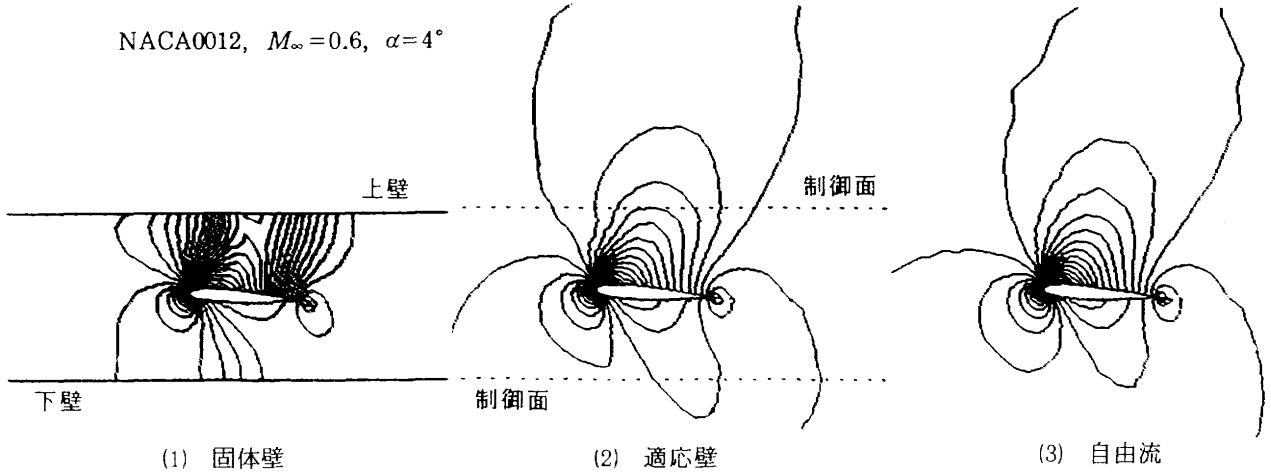
壁条件による翼の周りの圧力等高線の違いを第9図に比較して示した。同図(1)は壁の通気量を無くした固体壁に相当する場合の例であり、同図(2)が上記の計算例の適応壁の場合である。同図(3)は壁が無い自由流の場合であり、同じ流れ計算法により検証用に計算したものである。圧力制御の場合、内部流と外部流の圧力は制御面で強制的に同じに

しているから不連続が無い。しかし流線勾配は計算誤差の範囲で制御面で合わせているために流線勾配の分布にずれが生じる。その様子を第10図に自由流の場合と比較して示した。

また第11図には壁条件の違いによる翼面の圧力分布を比較して示した。同図(2)には、この計算の場合と同じ測定部寸法比の圧力制御の適応壁風洞の実験結果等⁶⁾も比べて記入



第8図 制御圧力と時間変化



第9図 圧力等高線の比較

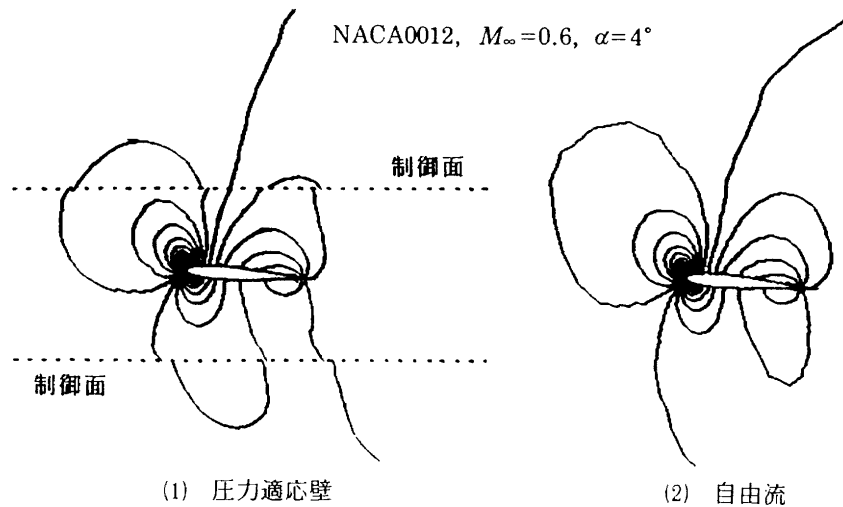
した。同図(2)の適応壁制御した計算結果と、同図(3)の検証用の自由流の計算結果の翼面の圧力分布は本来同じになるべきものである。なお、空力係数の収束経過は異なるがほぼ同じ水準の値に収束している。

これらの計算例の計算安定項の係数の C_{k2} と C_{k4} を 0.5δ 前後および $0.07\delta^3$ 前後にそれぞれとった。ただし δ は局所の格子間隔である。これらの値は経験値であって、実験レイノルズ数と系統だった関係はない。ただ低速と超音速では値は異なる。

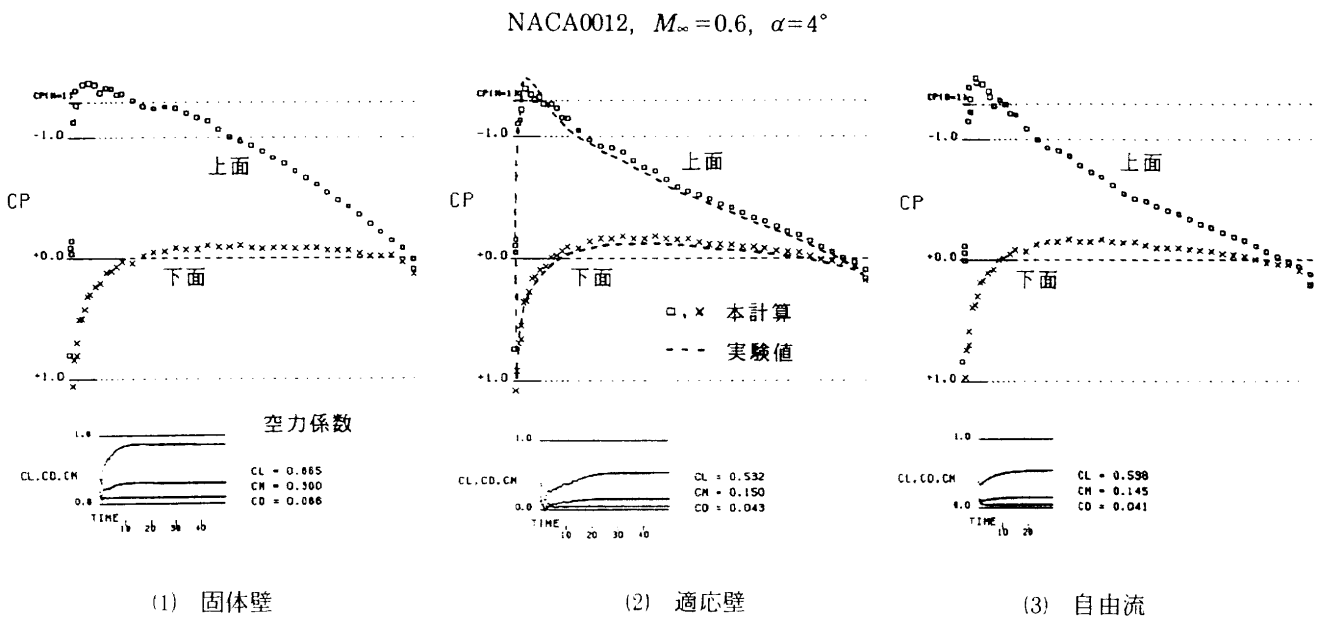
また流れ計算の繰り返し回数は、最小格子間隔において

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圧力の制御計算を行った。なお流線曲率の修正量と圧力の変更量の比例定数をこの例では $K=0.1$ とした。これも経験値であり、流れ計算の反復回数に対する制御の回数の割合で異なるが、この割合の妥当値であった。

内部流と外部流、それに壁制御の全ての計算に要した時間は一計算例当り4分前後であった。そのうち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割半ばであり、壁制御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。



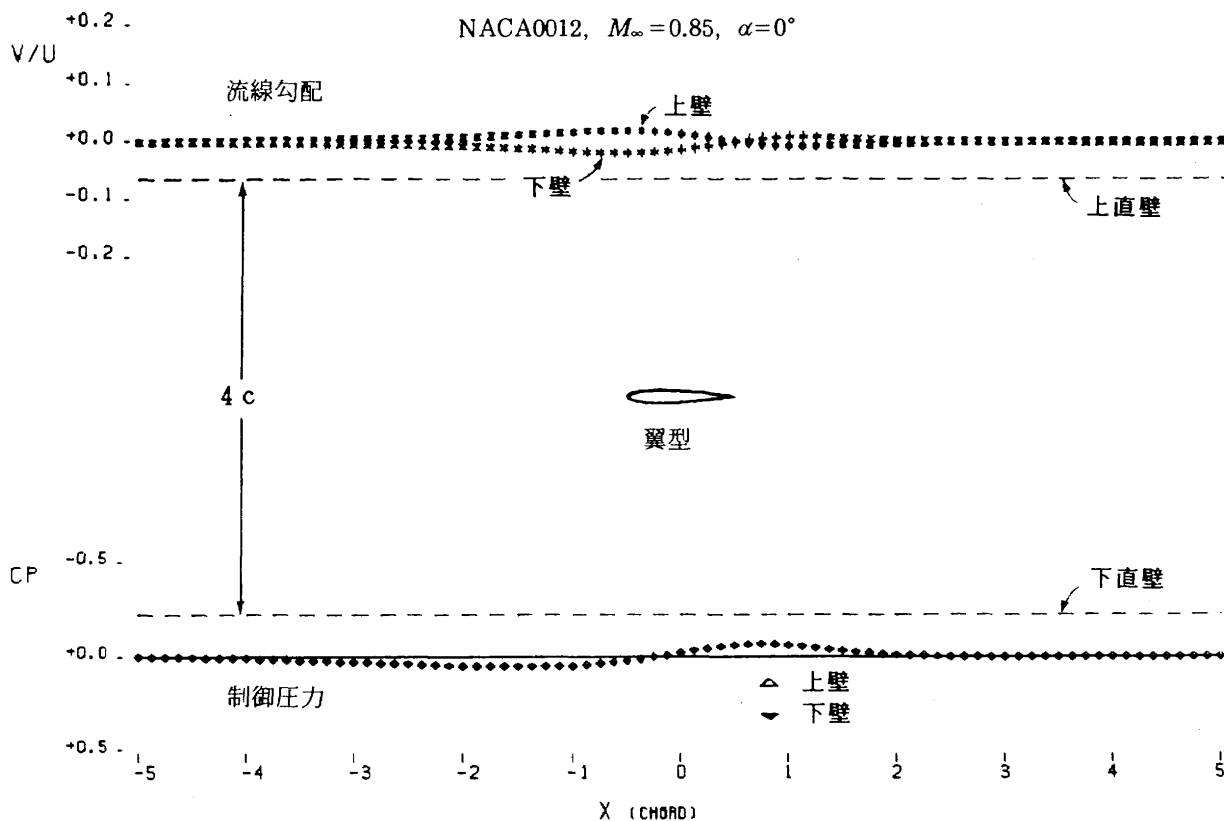
第10図 流線勾配の等高線



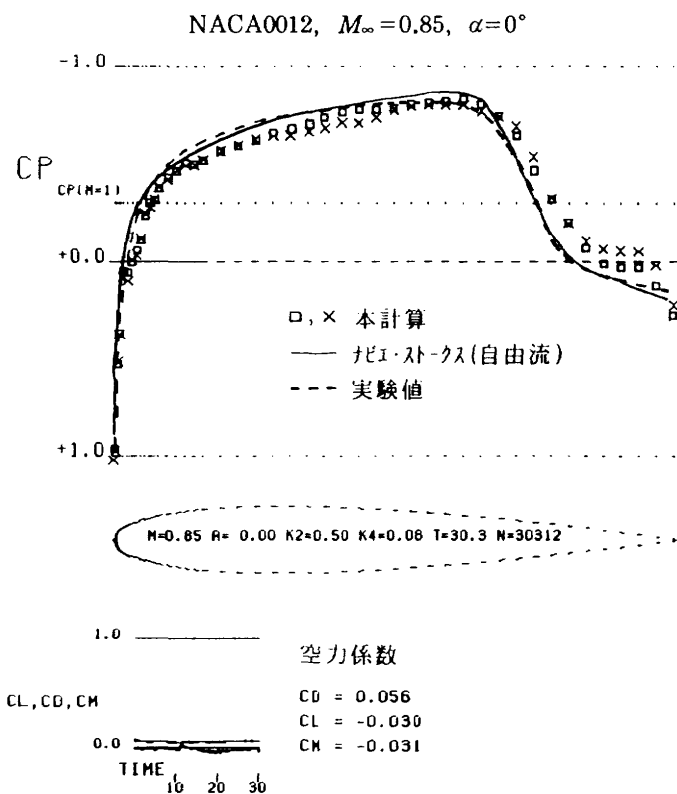
第11図 翼面圧力分布の比較

遷音速の計算例として、一様流マッハ数0.85、迎角 0° の場合の計算結果を第12図に示した。風洞の壁の間隔は翼弦長の4倍である。前の例と同様に、壁における流線勾配の一致の程度および壁の制御圧力分布を示した。第13図には

翼面の圧力分布を示した。同じ寸法比の測定部をもつ圧力制御の適応壁風洞の実験値⁷⁾と自由流における他の計算値⁸⁾を比較して示した。



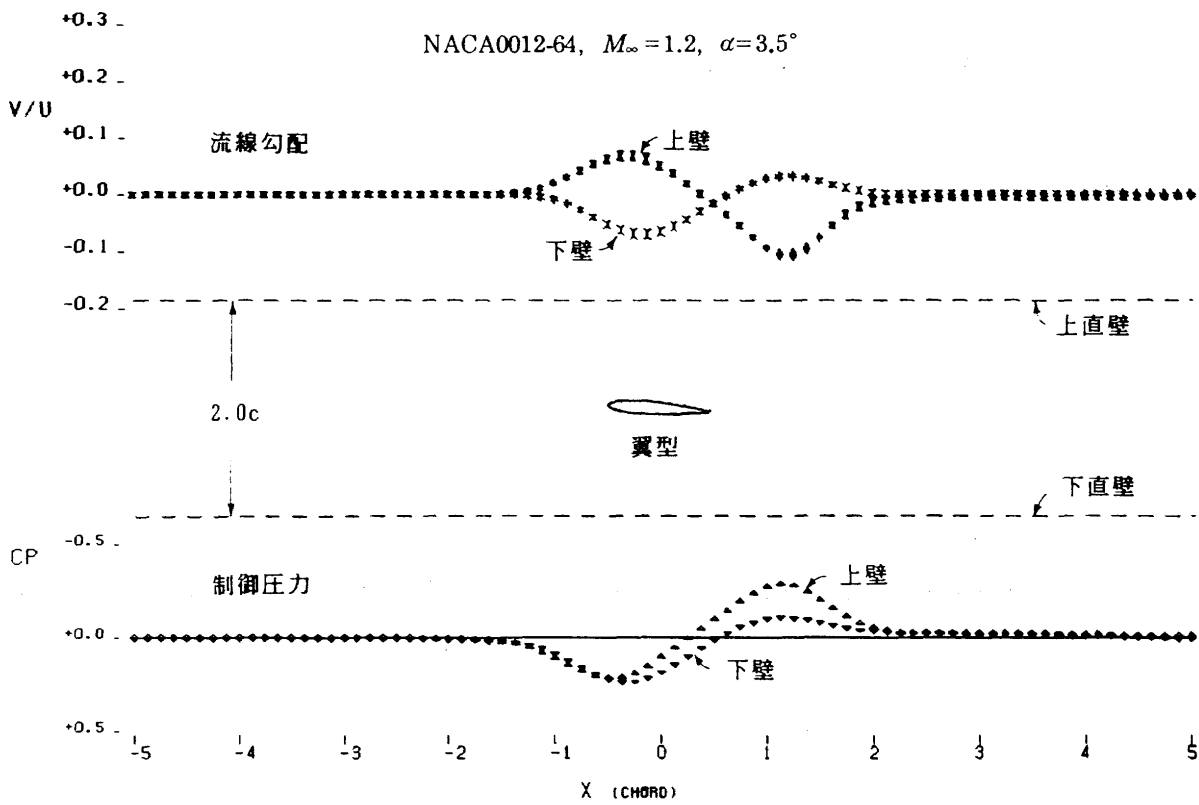
第12図 遷音速の計算結果



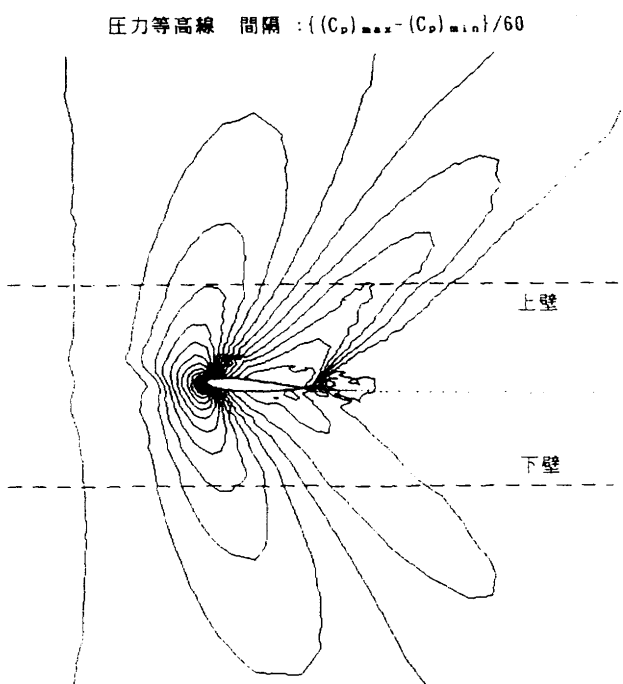
第13図 翼面圧力分布

最後にNACA0012-64翼型を用いて、一様流マッハ数1.2, 迎角3.5°の場合の超音速の計算結果を第14図に示した。この場合の風洞の上下壁の間隔は翼弦長の2倍である。前の例と同様に、制御面における流線勾配の一致の程度と壁における制御した圧力分布を示した。第15図には、内部

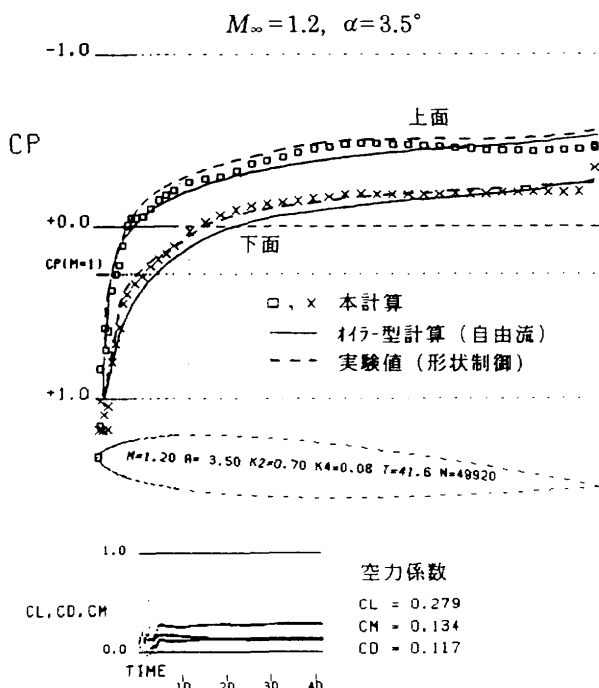
流と外部流の壁における一致の程度を圧力の等高線で示した。そのときの翼面における圧力分布を第16図に示した。同じ図には形状制御の適応壁風洞の実験値⁹⁾と自由流における他の計算解法の圧力分布⁹⁾も参考に示した。



第14図 超音速の計算結果



第15図 圧力等高線



第16図 翼面圧力分布

む す び

適応壁の圧力制御の空力解析のために、適応壁風洞の内部流と外部流、および圧力制御に関する数値計算を行った。流れを粘性がない非定常な圧縮流とし、計算格子を任意形状の翼型に対応する物理座標の直交格子とした。風洞の内部流と外部流を同一の流れ方程式と同じ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純粋に適応壁制御の解析および検証ができた。

適応壁の圧力制御の判断の基準を、制御面における内部流と外部流の速度の二つの成分から算出される流線曲率の差とした。また、圧力制御の向きを上流から下流に向けて実施することにより、流線曲率の差を下流側の勾配差で評価した。それにより流線の勾配差が解消する壁圧力を内外部流を独立して同時に計算する過程において算出できた。

亜音速から超音速流における適応壁風洞の圧力制御の模擬数値解析を行い、翼型の空力性能に関する実験値等との比較検討を行った。その結果、低速流から高速流まで同一の圧力制御の計算法で、風洞内の流れの壁における適応状態が得られることが確かめられた。

文 献

- 1) Ferri, A. and Baronti, P. ; "A Method for Transonic Wind Tunnel Wall Interference", AIAA Journal, Vol.11, Jan., 1973, pp.63-66.
- 2) Sears, W. R. ; "Self Correcting Wind Tunnels", Aeronautical Journal, Vol.78, Feb.-March, 1974, pp.80-89.
- 3) 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.
- 4) 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.
- 5) 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.
- 6) Z. Z. Celik and S. Bodapati ; "Convergence Scheme for an Adaptive Wall Wind Tunnel", J. Aircraft Vol.25, No.8, August 1988, pp.733-739.
- 7) 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, No.11, November 1991, pp.673-778.
- 8) King, L. S. ; "A Comparison of Turbulence Closure Models for Transonic Flows about Airfoils", AIAA Paper 87-0418, Jan., 1987.
- 9) 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1295号

平成8年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18
