

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1284

適応壁形状制御シミュレーション

中村正義・半沢麻雄

1996年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概要	3
記号	3
1. まえがき	4
2. 流れ解析	4
3. 壁形状制御	6
4. 模擬計算例	8
5. むすび	17
文献	17

適応壁形状制御シミュレーション

中村正義*¹ 半沢麻雄*¹

Figure Control Simulations of Streamlined Adaptive-Walls

Masayoshi Nakamura and Asao Hanzawa

ABSTRACT

Because aerodynamic interferences between an airfoil model and wind-tunnel walls cannot be avoided in the structure of wind-tunnels, the concept of the adaptive-wall was introduced to reduce the previous interferences. This paper presents numerical simulations of streamlined adaptive-wall control 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 the adaptive-wall requires that the inner flow match the outer flow at control surfaces. This requirement is satisfied by matching the pressure at two independent wall surfaces.

Numerical wind-tunnel tests of NACA0012 and CAST10 airfoils were performed to demonstrate the potential applications of the adaptive-wall control. Several calculated results of airfoil abilities in the numerical wind tunnel are compared with experimental and with other calculated results.

Keywords: Numerical flow simulation, Adaptive-wall control

概 要

風洞測定部の流れにおける翼型模型と風洞壁の空力干渉を和らげ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。それは風洞内部の現実流と外部の計算による架空流を壁条件を制御して同調させ自由流に近い現実の流れを風洞内につくるものである。この報告は風洞内部流と外部流を共に数値的に扱い、壁形状制御方法の追求およびその確認のための模擬計算に関するものである。流れを粘性がない非定常圧縮流としてオイラー型運動量を用いた方程式を物理座標の計算格子において差分法により解を求める。形状可変の風洞壁を共通境界にもつ風洞内外部の流れを独立して同時に計算する過程において、壁内外の圧力差を解消する壁の曲率変更量を算定して壁形状を逐次的に決定する。二次元の風洞測定部を想定した風洞内部流と外部流および壁の形状制御の模擬計算を行い、内部流内においた翼型の空力特性から壁形状制御効果の検証を行う。計算例として、NACA 0012あるいはCAST 10翼型等を内部流内に設置した適応壁の形状制御の模擬計算とそれに伴う翼型の空力特性を算出する。

記 号

C_D 抗力係数
 C_{A2}, C_{A4} 計算安定項の係数

C_L 揚力係数
 C_M 翼前縁におけるモーメント係数
 C_p 圧力係数
 c 翼弦長

* 平成7年4月27日受付 (received 27 April 1995)

* 1 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

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
FB	一様流条件
f	壁の形状関数
f_0	離散点0における壁形状
$f_{\Delta x}$	微小隔離 Δx 位置における壁形状
h	風洞測定部(直壁)の高さ
K	圧力差と曲率変更量の関係定数
l	風洞測定部の長さ
M	マッハ数
N	最小間隔格子における総計算回数
n	境界法線方向
p	静圧
Q	状態ベクトル
SB	固体壁条件
T	絶対温度
t	時間軸
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	物理座標軸
x_A	2翼弦長上流の位置
x_B	風洞中央の位置
x_C	2翼弦長下流の位置
y	物理座標軸
$\Delta y_A, \Delta y_B, \Delta y_C$	直壁からの移動量
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	境界下面
U	境界上面
∞	一様流における状態
(n)	局所計算回数 n における値

果を把握しやすいために実在する適応壁風洞の大部分が形状制御方式である¹⁾。壁形状制御の適応壁風洞は、風洞内部の現実流と風洞外部の計算流の異った質の流れから成り、両流れの境界である壁形状を変えて流体圧力と流れ方向に関して一致させて、全体で自由流を実現させるものである。壁の同じ変形でも、風洞の内部現実流の壁変形は機械的な作業であり、計算によるの外部流の壁変形は数値的な作業である。

この報告は、二次元適応壁風洞の壁形状制御の模擬計算法に関するものであり、風洞の内外部流および壁形状制御を全て数値的に扱うものである。模擬計算においても現実の場合と同様に、風洞内部流と外部流はその共通境界である壁形状だけで関係させている。またその壁形状は両流れ計算とは別に人為的に決定するものである。それ故に壁形状制御の前、および制御の過程においては両流れは互いに関連し合わない独立した流れである。壁形状制御は壁内外の圧力差を制御の判断基準として、その圧力差が解消するように壁の曲率修正量を推定して壁形状を逐次的に決めるものである。内部流および外部流が壁において圧力に関して同調して初めて全体として自由流に近い流れが得られる。

風洞内部流および外部流を同一の流れ支配方程式に基づき、かつ同種の格子を用いた数値計算法に揃えて、異った流れや異った計算法の影響がない純粋な下で、壁形状制御の解析を行った。その流れ解法は既に報告した非粘性で圧縮性がある非定常流れを物理座標正方格子において差分法²⁾により求めるものである。内部流域には任意形状の翼型をおくことができ、壁形状にも任意に変形可能である。計算例に用いる風洞測定部として、長さが翼弦長の10倍、高さが1.44倍から2倍の上下直壁を想定した。風洞内におく翼型は、NACA 0012、また非対称なCAST-10翼型等である。流速は亜音速から超音速の流れにおいて、翼型が低迎角から高迎角における場合の計算を試みた。外部流の状態として自由流および地面半自由流をとった計算も試みた。そして直壁と適応壁および適応状態の検証自由流の比較計算を行い、翼型の空力性能に関して実験値等との比較も行った。

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壁における空力条件を制御する適応壁風洞の概念がある。それは1940年代に初期研究がなされ、1970年代半ばから盛んになり今日に至っている。適応壁制御を大別すると現在は形状制御と圧力制御が主である。形状は圧力に比べて制御および計測が直視的であり制御効

2. 流れ解析

風洞の内外部流の計算法は既に報告した²⁾が、その概略を以下に記述した。二次元物理面における流れの方程式を粘性が無く時間変数が入った質量、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。

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

ただし Q および E, 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支配方程式は未知数として状態ベクトル Q を時間および空間座標に対する従属変数とした次式である。

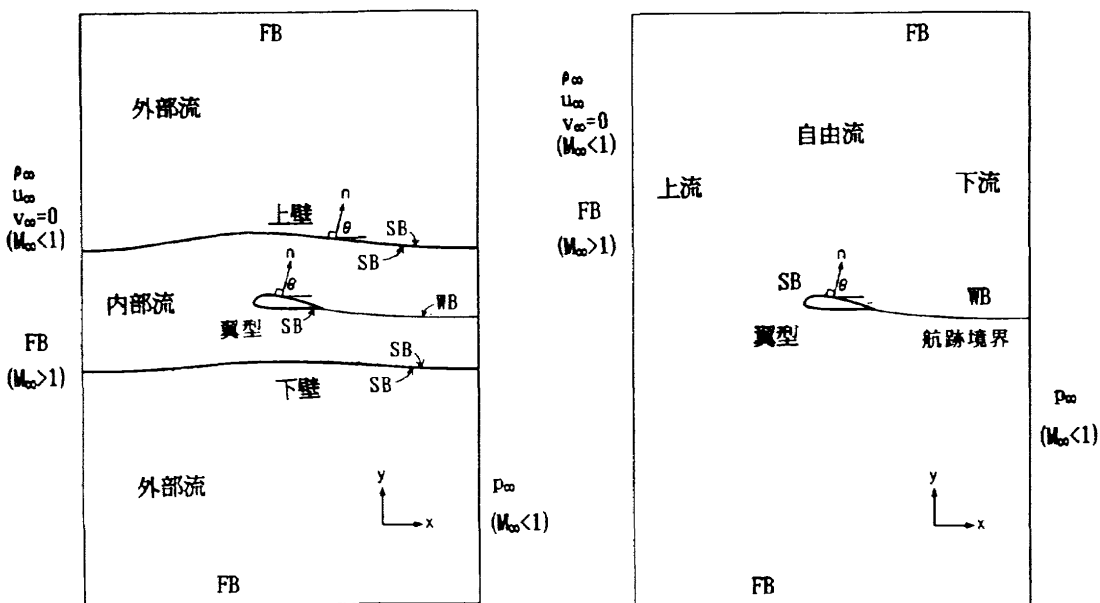
$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial Q} \cdot \frac{\partial Q}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial Q} \cdot \frac{\partial Q}{\partial y} + C_{K4} \left(\frac{\partial^4 Q}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 Q}{\partial y^4} \right) = C_{K2} \left(\frac{\partial^2 Q}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 Q}{\partial y^2} \right)$$

ただし $\partial E/\partial Q$ および $\partial F/\partial Q$ は 4 元正方行列であり、同式左辺および右辺のそれぞれ 4 階および 2 階の微分項は計算安定のために人為的に加えた項である。

内外部流領域の上流および下流境界における境界条件は第 1 図(1)に示すように共に同じである。それは上流境界において一様流が亜音速のとき、一様流密度および同速度成分が与えられ総エネルギーは自由である。また一様流が超音速のとき一様流条件が与えられる。下流境界においては一様流が亜音速ならば一様流圧力が与えられ、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同図(1)に示す翼境界および上下両壁境界において流体と境界の間に熱の授受がなく流れが境界に沿う固体壁条件が与えられる。また航跡境界においては圧力および流速方向に不連続がない条件が与えられ、その境界形状は人工的に後縁角と迎角を基に決められた³⁾。この境界は粗い格子による翼後方の物理量の不連続の鈍化を防ぐ役割を持つ。また外部領域は同図(1)に示すように中に内部流領域を挟んで上下二つの領域に分けられる。それぞれの領域の上側、または下側境界の一方に一様流条件、他方に固体壁条件が与えられる。同図(2)に示す自由流域の境界条件は内、外部流域を合わせた場合から壁境界を除いたものである。これは前記の内部流と外部流の同調(合流)を検証するためのものである。

計算格子は物理座標の直交格子であり、格子点と境界点の距離に局所最小限界を設けて非定常の解析ができる

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

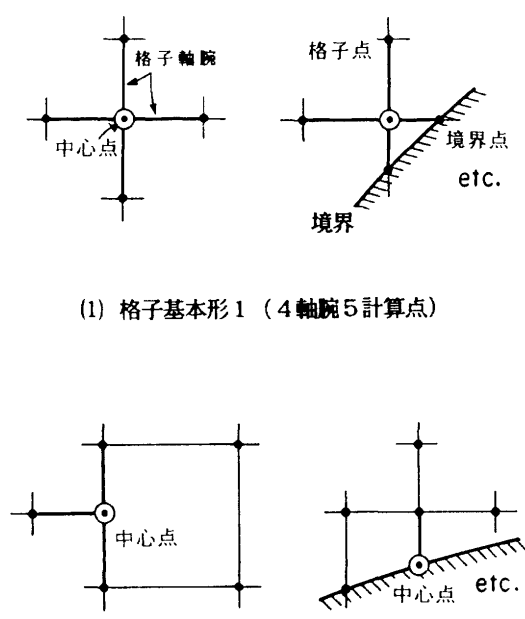


(1) 内部および外部流域 (2) 自由流域

図1 風洞内外部流および自由流領域の境界条件

ようにした。局所格子形を差分式の作り方²⁾により便宜上二つに分けた。その一つは第2図1)に示すように中心の点を通る二つの格子軸があり、各軸に二つの隣接点があって全部で五つの計算点(格子点または境界点)からなる格子形を指す。これは格子間隔の変化がない翼境界の近傍や境界から離れた場所に配置され、矩形の遠方境界上の格子形もこれに属する。他は同図2)に示すように中心の点を通る格子軸が一本か、二本あってもその一つには隣接点の一つだけの場合で全部で六つの計算点からなる格子形を指す。これは翼や壁の固体壁境界上の点、および格子間隔が変わる場所に配置される。全ての計算点は上記のどちらかに属す。なお、風洞内外部の流れ計算過程において壁形状を修正すると壁近傍の格子が変化しやすくなる。本計算格子は生成や変更が容易で格子変化に対応しやすく、翼から離れた流線の一つである壁に沿う物理量の変化は比較的小さいために厳しい精度を必ずしも必要としない適応壁の制御計算には本格子で支障がないと考える。

流れ支配式を差分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。それは計算安定項を中心差分としその他は状態ベクトルの時間微分される要素変数の空間微分を常に上流差分にした。また残りを局所流速が亜音速のとき中心差分、超音速のとき上流差分にした。これにより、少なくとも本報告の計算では安定収束が得られた。これらの事がらは空間微分項をまとめて表示した次の説明用の逐次式で表される。



(1) 格子基本形1 (4軸腕5計算点)

(2) 格子基本形2 (1または3軸腕6計算点)

図2 二種類の局所格子基本形の例

$$Q^{(n+1)} = Q^{(n)} - \frac{\Delta t}{\Delta x, \Delta y} \begin{pmatrix} * & 0 \\ * & * \\ 0 & * \end{pmatrix} \cdot |Q^{(n)}\text{の上流差分}|_{x,y} - \frac{\Delta t}{\Delta x, \Delta y} \begin{pmatrix} 0 & * \\ 0 & 0 \\ * & 0 \end{pmatrix} \cdot \left| \begin{array}{l} Q^{(n)}\text{の中心差分 } M < 1 \\ Q^{(n)}\text{の上流差分 } M > 1 \end{array} \right|_{x,y} \pm \frac{\Delta t}{\Delta x, \Delta y} (C_{k2}, C_{k4}) \cdot |Q^{(n)}\text{の中心差分}|_{x,y}$$

ただし係数行列とその中の記号*は行列 $\partial E / \partial Q$ または $\partial F / \partial Q$ および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した。

繰り返し逐次計算に先立ち全ての計算点に統一番号を付け、各計算点において差分を形成する計算点の組を定める。また壁形状の制御に伴って壁の境界付近の格子形が変化する部分においては、各計算点における差分係数は壁形状修正が行われる毎に再設定される。時間刻みに付いては、計算時間の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り、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間刻み毎に確保される。

3. 壁形状制御

この報告においては測定部壁の形状変化の範囲および条件を次のとおり定めた。基準にする測定部の直壁形状を第3図に示す長さ1、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。また上下壁の形状はそれぞれ独立して任意に変形できるものとする。ただし測定部の上流端における壁勾配をゼロにした。また上流端においては壁の位置を与え、下流端における位置の制約はない。なお、上下壁の形状変化に伴って壁と翼型との高さ方向の相対的な中央位置がずれた場合、両壁全体を高さ方向に同じ量だけ平行移動して翼型の相対中央を保つことも可能である。

壁形状変更の判断基準をその壁を挟んだ内部流と外部流の圧力差によった。壁形状は極端な空間変化がない前提の下にその内外圧力差を解消するように局所壁曲率を推定して壁形状を決める。ここでは壁の上下面の圧力差と壁形状修正の前後の曲率変更量に関連させた。まず、圧力を上面における圧力から下面におけるそれを引いた量 $\Delta p = p_u - p_l$ として表す。また同じ場所の壁形状の修正前と後の壁曲率差を $\Delta (d^2f/dx^2)$ と書き、曲率変更量と呼

ぶことにする。第4図に例で示すようにある湾曲した固体壁の両側に流れがあって、上面の圧力が下面より大きかったとする。その場合、上下面の圧力差を減らすには壁の湾曲を減らし曲率を小さくすればよいことが分かっている。また上面の圧力が小さい場合はその逆である。これより壁上下の圧力差と壁曲率の変更量は近似的に反比例するとして $\Delta(d^2f/dx^2) = -K \cdot \Delta p$ と関連させた。これにより壁における内外部流の圧力の差から修正すべき壁の各場所の曲率を推定した。なお、係数Kは後述の計算例では流れ計算回数と壁の修正回数の割合により決めた。

次に上述の壁曲率の見積を基にした壁形状の決定の計算は差分近似によった。壁の両端間に等間隔 (Δx) の計算点を設ける。その両端を除く任意点0における修正前

の壁形状の2階微分、すなわち曲率はその点の両隣りにおける壁の形状値を用いて次の差分式で表される。

$$\left(\frac{d^2f}{dx^2}\right)_0 = \frac{f_{-\Delta x} - 2f_0 + f_{\Delta x}}{\Delta x^2}$$

修正すべき壁曲率はこの式の左辺に前述の同じ場所における曲率変更量 $\Delta(d^2f/dx^2)_0$ が加わったものである。その式から1間隔下流における $f_{\Delta x}$ を決めて壁の形状を下流に向かって順次推定する。ただし中心の点が上流端の1間隔下流の場合 $f_{-\Delta x}$ は既に説明したとおり上流端の壁位置として与えられていて、中心における壁形状 f_0 は $f_{\Delta x}$ と共に上流端における条件 $df/dx = 0$ の前進差分の関係を加え

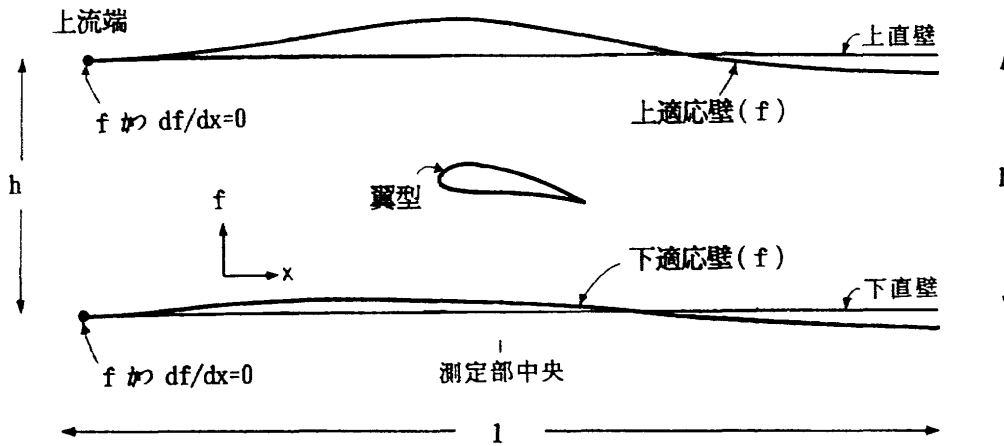


図3 壁形状変化の範囲

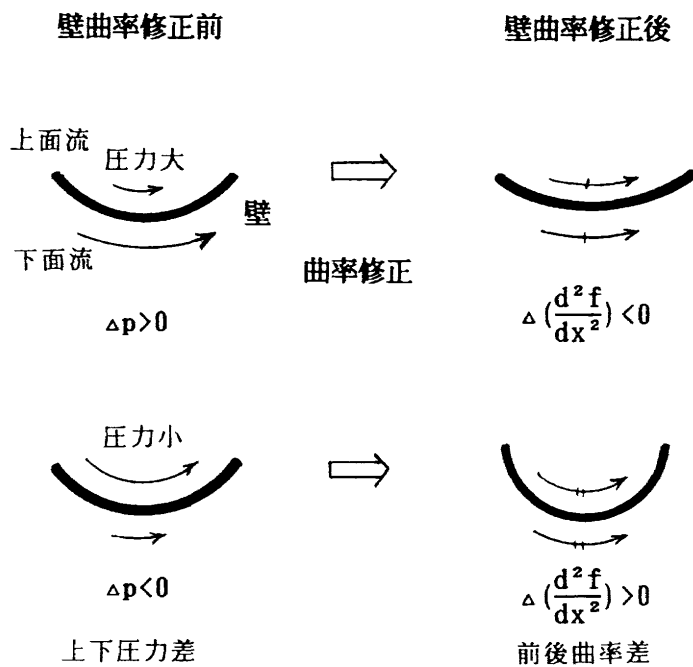


図4 壁上下面の圧力差と壁曲率の変更量

て上記の場合と同様に求められる。この過程を流れ計算の中で繰り返して適応壁形状を逐次的に決めた。

4. 模擬計算例

はじめに内部流および外部流領域における計算格子例を合わせて第5図(1)に示した。翼型はNACA 0012-64であり迎角を 4° にとった場合である。内部流域の範囲は壁の形状変更がない初期において長さが翼弦長の10倍、幅が1.5倍で平行な上下の直壁に囲まれた部分である。翼型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、横の長さは内部流域と同一、縦は翼弦長の20倍である。内外部流の領域の最小格子間隔は翼弦長の0.0078 ($= 1/128$)倍、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2441であり、外部流領域のそれは上下部分を合わせて1762である。また内外部流計算の制御効果を確認するために用いる自由流

領域の格子例を同図(2)に示した。格子間隔は前例と同じであり総計算点数は2663である。

上記の格子を用いて、壁形状制御を行わない直壁における遷音速流の場合の計算例を第6図(1)に示した。一様流マッハ数0.7の場合である。同図には翼型と直壁および上下壁のそれぞれ両面の圧力分布を示した。そこには二つの壁の四つの面における圧力係数を描いてあり、それぞれの圧力を表す記号を同図右上に示した。また同じ流れ条件における適応壁計算例を第6図(2)に示した。上下壁のそれぞれの直壁位置からの移動量をy軸を5倍に拡大して同図下方に示した。この場合、壁制御点は上下の壁にそれぞれ81箇所ある。自由流および適応壁における翼面の圧力分布を第7図に示した。また同じ寸法比の適応壁風洞における実験値⁴⁾を同図中に破線で示した。

これらの計算例における計算安定項の係数 C_{k2} および C_{k4} を $0.5 \cdot \delta$ 前後および $0.07 \cdot \delta^3$ 後にそれぞれとった。

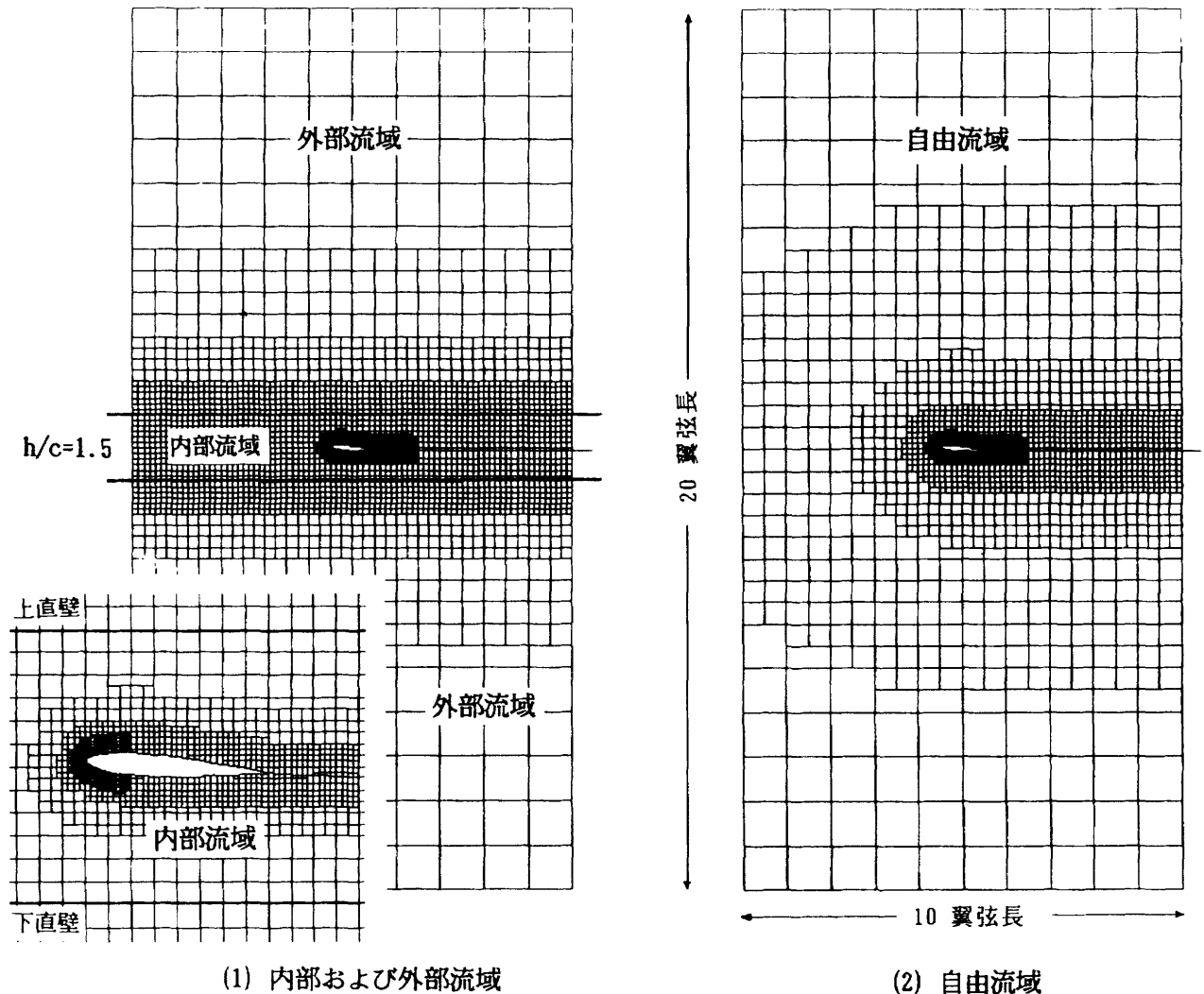


図5 計算格子例 NACA 0012-64, $\alpha = 4^\circ$, $h/c = 1.5$

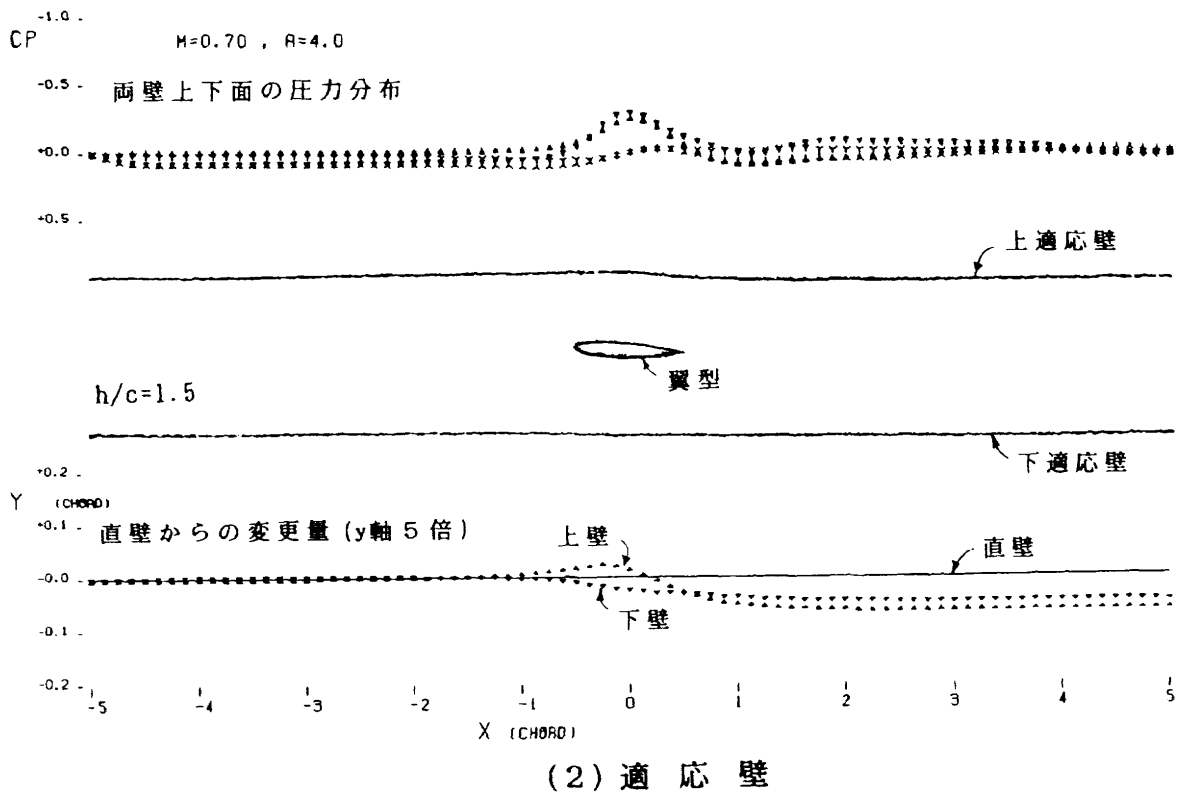
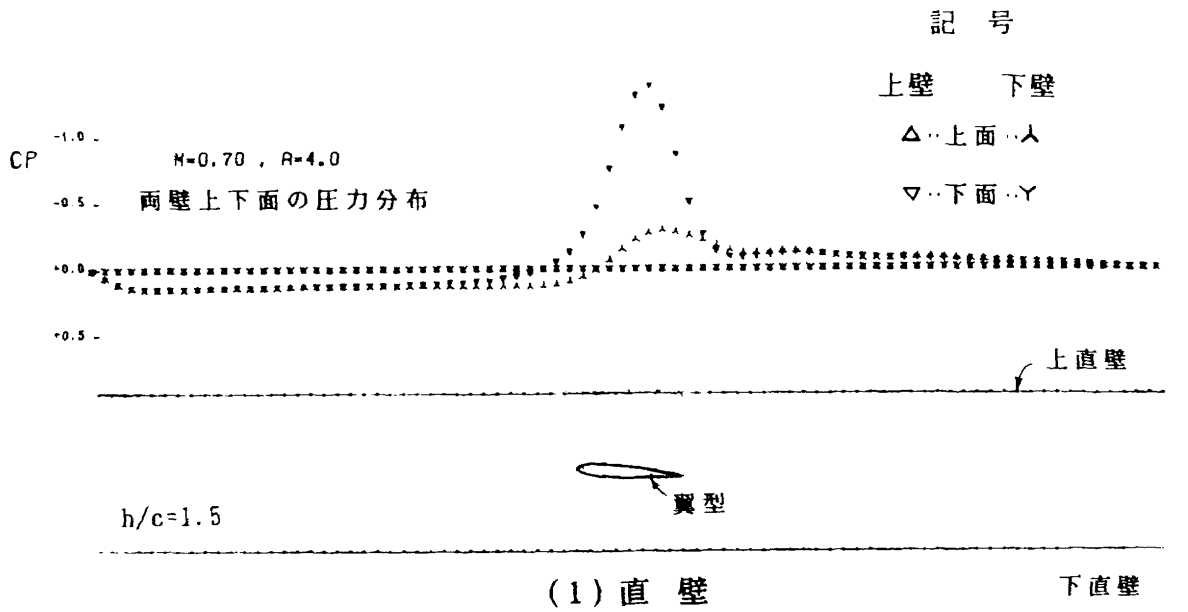


図6 直壁および適応壁の内外部流の壁面圧力分布と壁形状 NACA 0012-64, $M_\infty = 0.7$, $\alpha = 4^\circ$

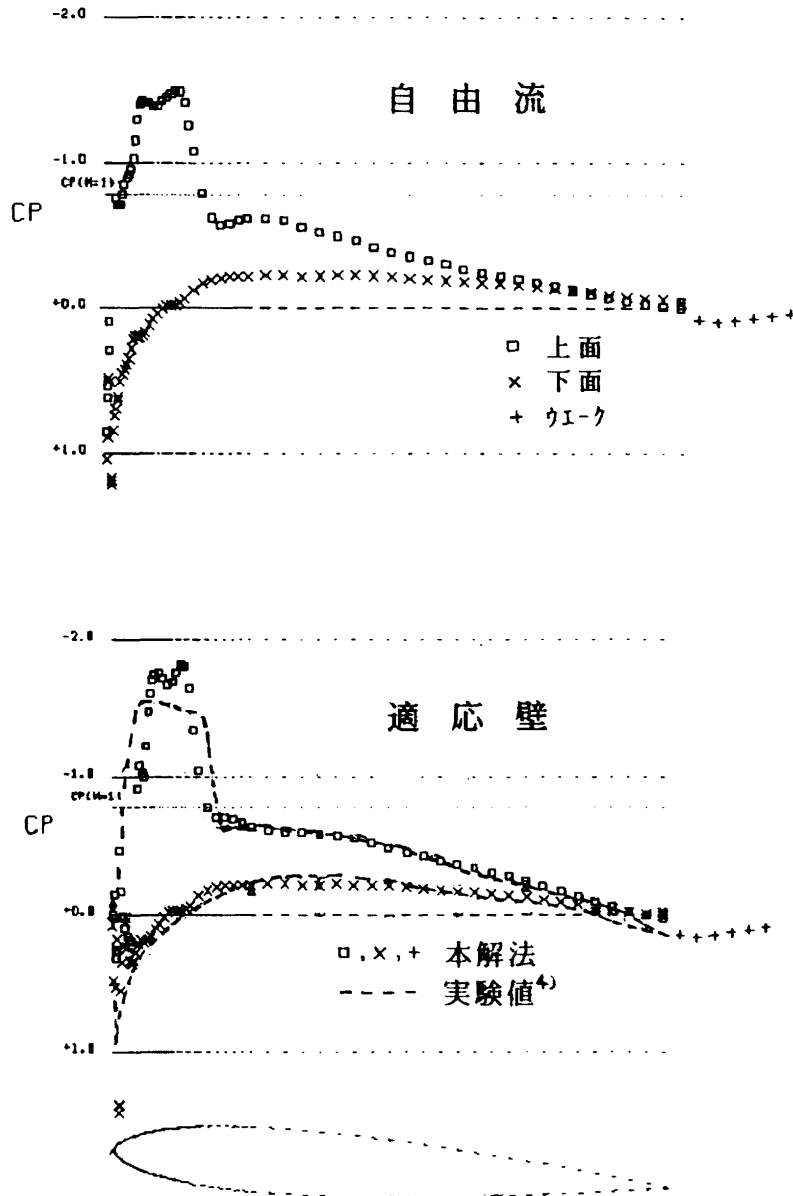


図7 翼面圧力分布の比較 NACA 0012-64, $M_\infty = 0.7, \alpha = 4^\circ$

またこれらの流れ計算繰り返し回数は最小格子間隔において約3万であり、そのうち1000回に1回の割合で壁形状修正計算を行った。それは壁近傍の格子における流れ計算回数に換算すれば、この例の場合62回に1回の割合になる。なお、圧力差と曲率修正量の関連定数をこの例では $K = 0.05$ とした。内外部流および壁制御の全ての計算に要した時間は一計算当り4分前後であり、そのうち内部流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。使用計算機はFACOM VP-2600である。

つづいて前例と同じ翼型および風洞壁間隔において、超音速流の場合の計算を行った。迎角を 3.5° にとり、一様流マッハ数1.2の場合の直壁における圧力分布を第8図(1)に示した。この例の場合、翼後方の流れが時間に対して定常にならなかった。また同図(2)には適応壁の場合の計

算結果を示した。両図とも前例と同様に上下壁の圧力分布および上下壁の直壁からの形状変化を拡大してそれぞれ示した。翼の影響が及ばない上流部分の壁形状は変化していない様子が分かる。

次に計算の初期から適応状態に至る壁形状の時間に対する変化の様子を調べた。風洞中央位置とそこから翼弦長の2倍上流および下流位置の三箇所における直壁位置からの移動量を上下壁それぞれについて空力係数と共に第9図に示した。それに対応する両壁形状および翼型をy-軸を10倍に拡大して同図右側に示した。また内外部流の同調の程度を見るために第10図(1)には内外部流域の圧力の等高線を示した。その圧力間隔は $p_\infty/10$ である。同図が示すとおり圧力に関して内外流が壁面において同調していることが分かる。また同図(2)には自由流における同じ条件の圧力の等高線を示した。さらに翼型性能を比

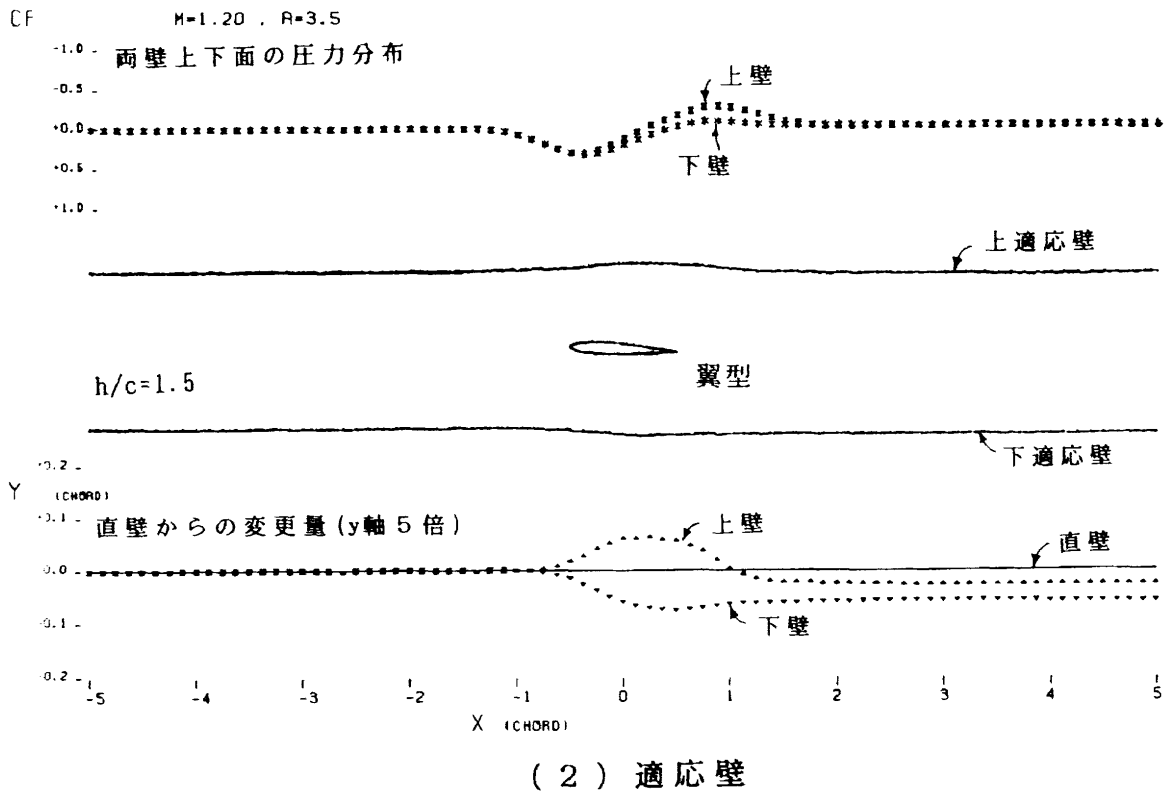
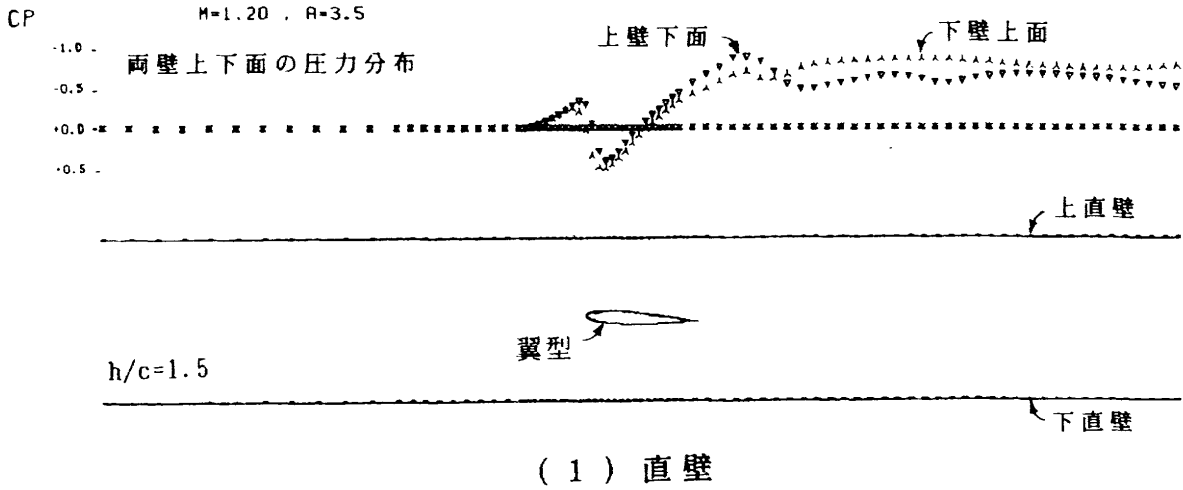


図8 直壁および適応壁の内外部流の壁面圧力分布と壁形状 NACA 0012-64, $M_\infty = 1.2$, $\alpha = 3.5^\circ$

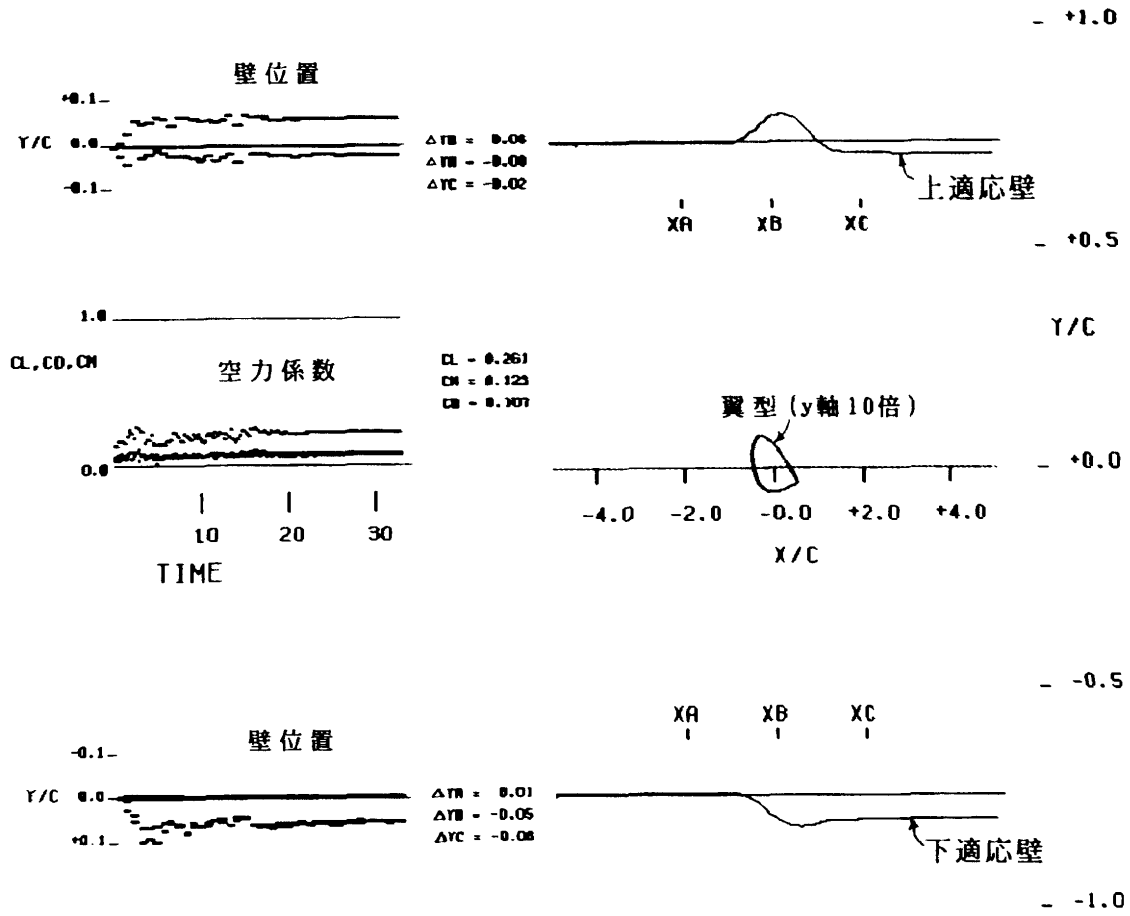


図9 壁形状の収束状況 NACA 0012-64, $M_\infty = 1.2, \alpha = 3.5^\circ$

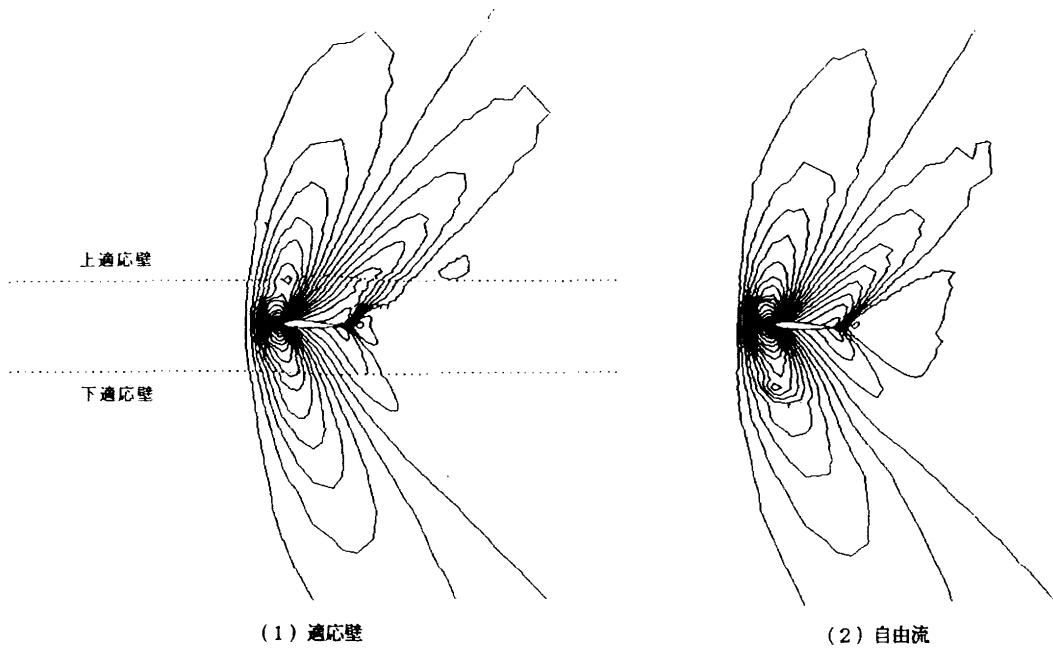


図10 内外部流域および自由流域の圧力等高線 NACA 0012-64, $M_\infty = 1.2, \alpha = 3.5^\circ$

較するために第11図には適応壁および自由流の翼面力分布を示した。その中で適応壁の場合の結果には、同じ寸法比の適応壁風洞における実験結果および自由流における他の計算結果⁵⁾を比較記入した。

次に非対称な翼型の低速の計算例として、CAST 10-2/DOA2翼型を用いた風洞壁間隔と翼弦長の比率が1.44 (= 13/9) の場合を計算した。内外部を合わせた流域、および自由流域の縦横の翼弦長に対する割合は先の

二例と同じである。第12図には翼型付近および壁形状の修正前後における上下壁付近の格子配分を示した。同図(1)は直壁の場合であり、同図(2)は壁形状が制御された後の場合である。修正前の場合の内部流域の計算点数は2412、外部流域のそれは1772である。また一様流マッハ数0.3および迎角3.4°のときの直壁の場合の計算結果を第13図(1)に、適応壁の場合を同図(2)にそれぞれ示した。適応壁の形状は下流端付近で翼弦長の1割近く両壁ともに下方

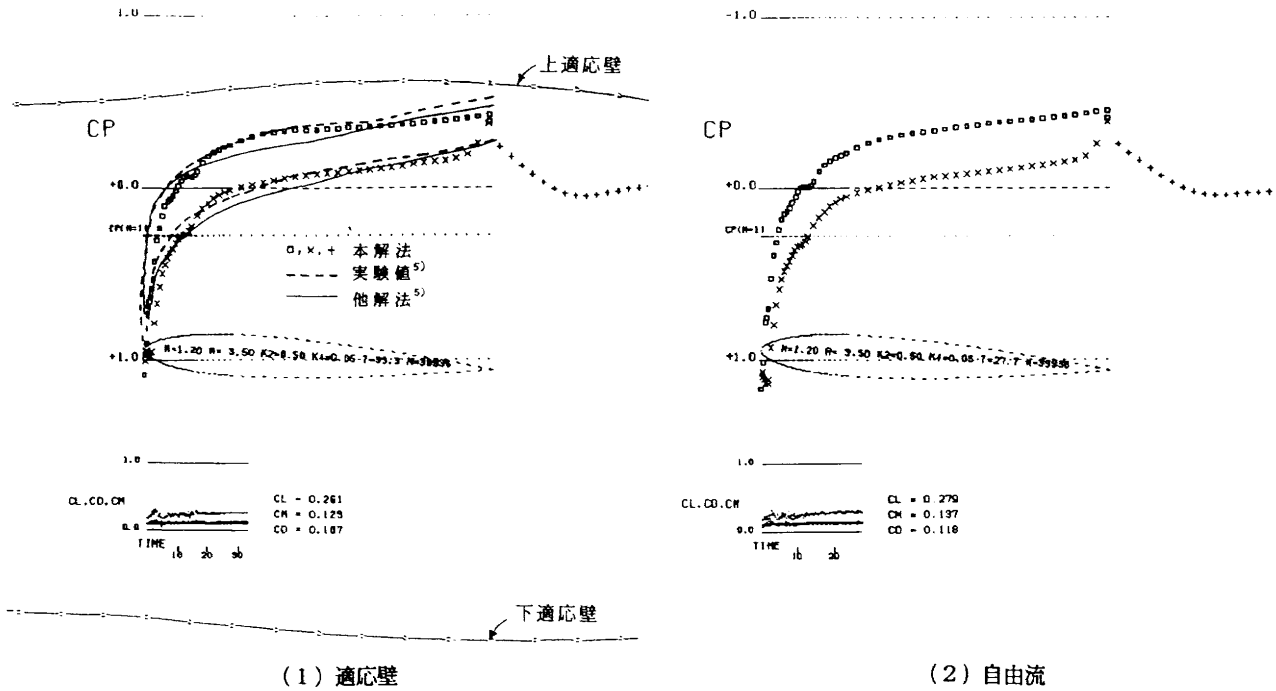


図11 翼面圧力分布の比較 NACA 0012-64, $M_\infty = 1.2$, $\alpha = 3.5^\circ$

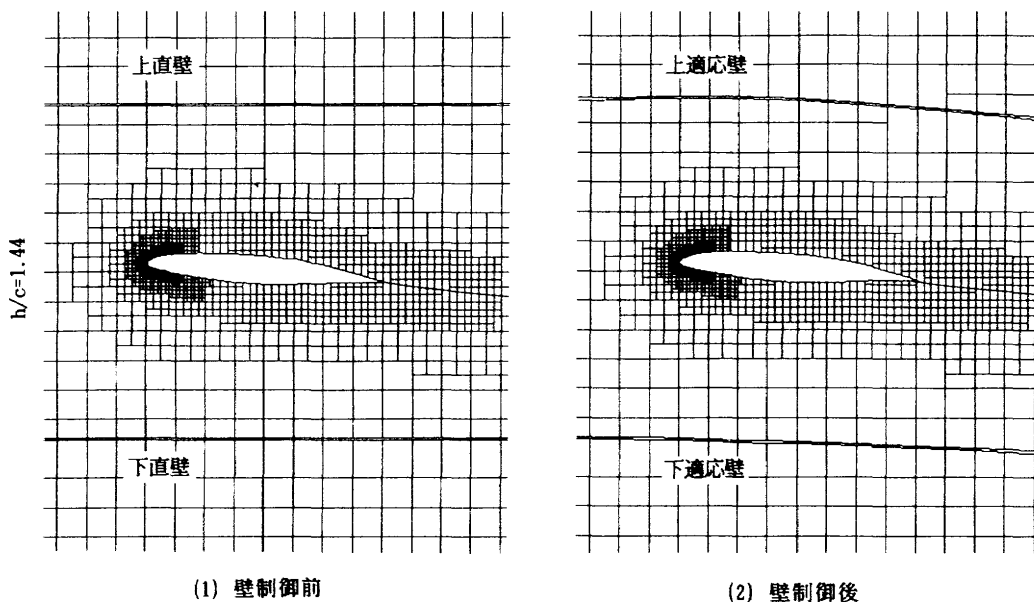
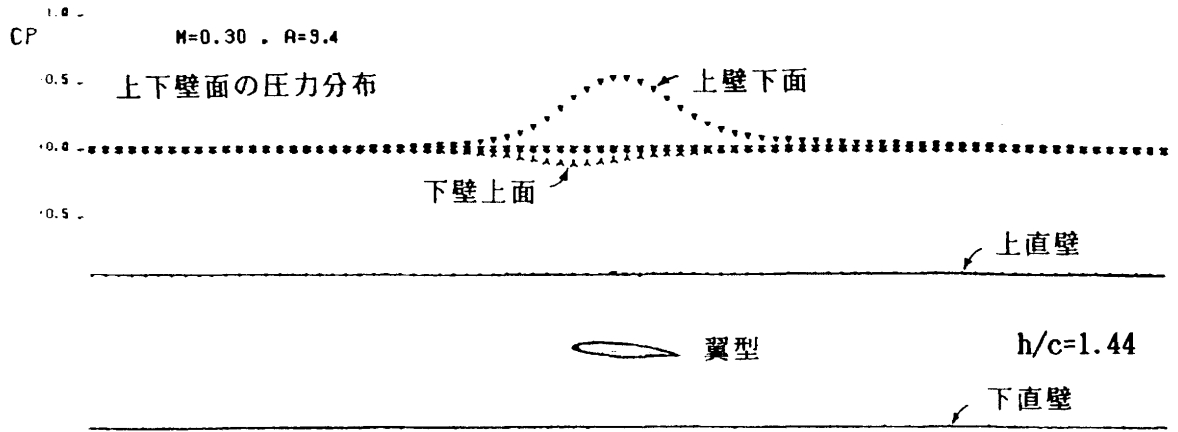
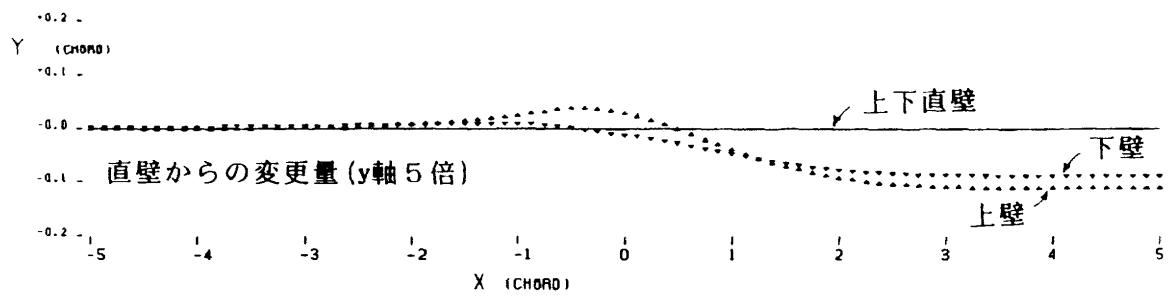
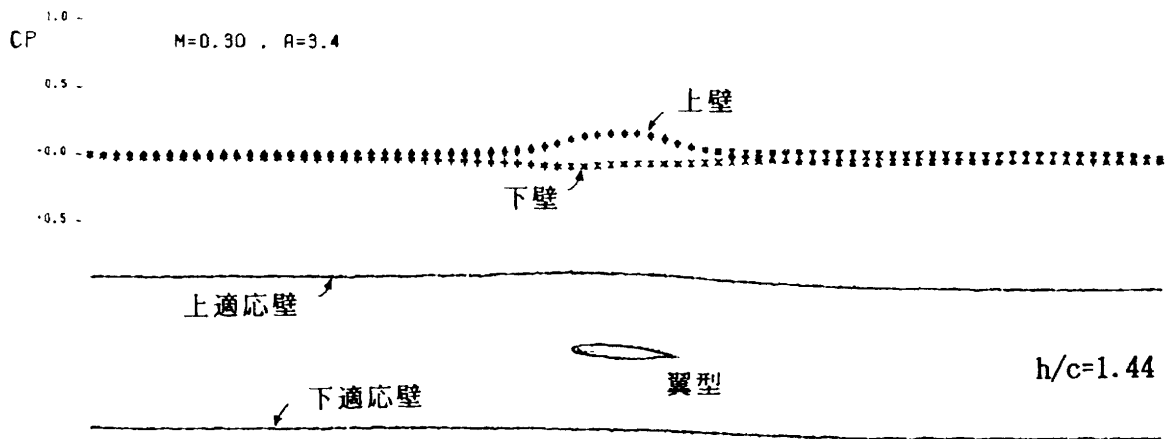


図12 壁修正前後の翼および壁付近の格子 CAST 10-2/DOA 2, $\alpha = 3.5^\circ$, $h/c = 1.44$ (直壁), $M_\infty = 0.3$ (適応壁)



(1) 直壁



(2) 適応壁

図13 直壁および適応壁の内外部流の壁面圧力分布と壁形状 CAST 10-2/DOA 2, $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 3.4^\circ$

に下がっている。さらに第14図に壁形状の収束の様子を上下壁それぞれ三箇所の壁位置について示した。そして第15図には直壁、適応壁および自由流における翼面圧力分をそれぞれ示した。直壁および適応壁の場合には上下壁の翼面に対する位置関係をそれぞれの図に示した。また、適応壁と自由流の場合の揚力係数等の収束状況は異なっているが、近い値に収束していることが確かめられる。適応壁の場合には本計算例と同じ寸法比の適応壁風

洞における実験値⁶⁾を記載した。

最後の計算例は本模擬計算法の応用例として試みた地面効果を模擬した計算である翼型がNACA 0012であり迎角が 10° の場合の亜音速流である。計算格子の間隔および領域の広さ等は先の例と同様である。ただし上下壁の間隔は翼弦長の2倍にとり、下の壁は地面に見立てて非制御の直壁に保ち、上側の壁を適応壁にした。これは翼から1翼弦長下方に地面がある状態の流れに相当し、航空

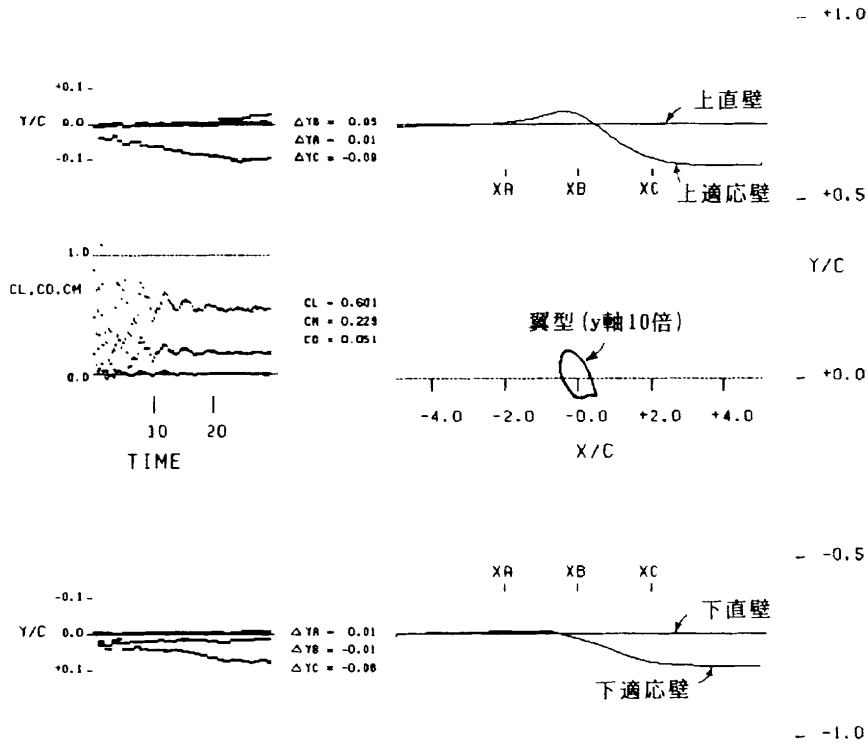


図14 壁形状収束の様子 CAST 10-2/DOA 2, $M_\infty = 0.3, \alpha = 3.4^\circ$

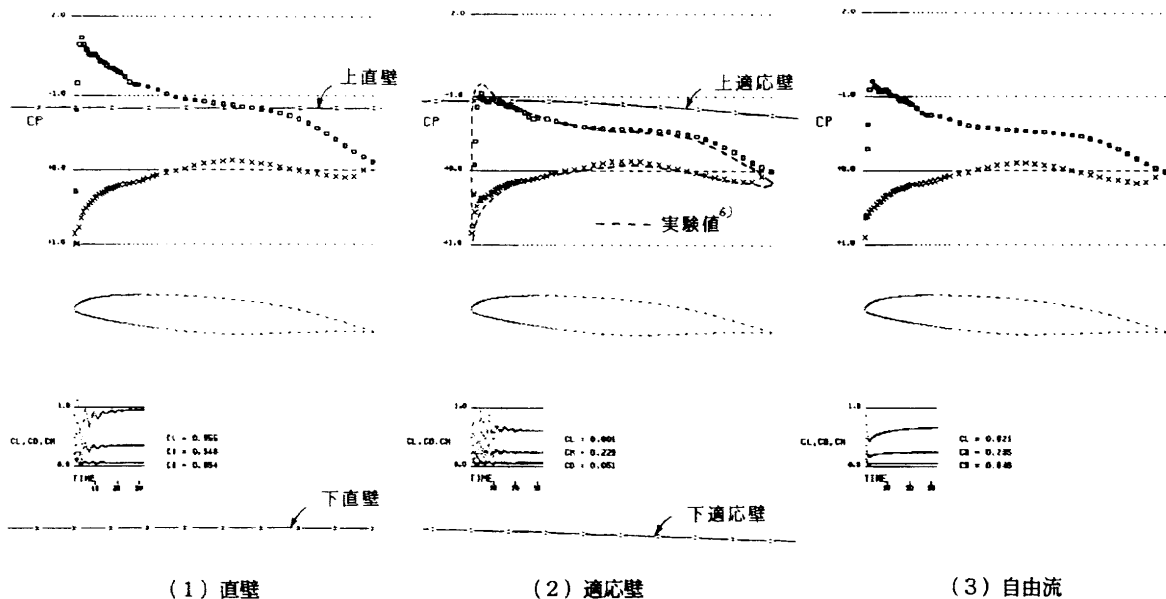


図15 翼面圧力分布の比較 CAST 10-2/DOA 2, $MA = 0.3, \alpha = 3.4^\circ$

機の離陸直後に近い状態を想定したものである。一様流マッハ数 0.5 の場合の上側の適応壁における壁面の圧力分布を第 16 図(1)に示した。制御した上側の適応壁の上下面の圧力は接近しているが、下側壁は制御してなく、下面の圧力は一様流の値である。なお、同図の翼面の圧力分布の尺度は壁の場合の 5 分の 1 である。また、同図(2)に

は検証計算として上側が自由流、下側が直壁の半自由流の場合を示した。下側の直壁の上面、すなわち地面圧力および翼面圧力が共に前例の場合に近い値を示している。内外部流の一致の程度および壁制御効果を確認するために、適応壁および半自由流の場合の圧力の等高線を間隔 $p_{\infty}/100$ で第 17 図(1)および同図(2)に示した。

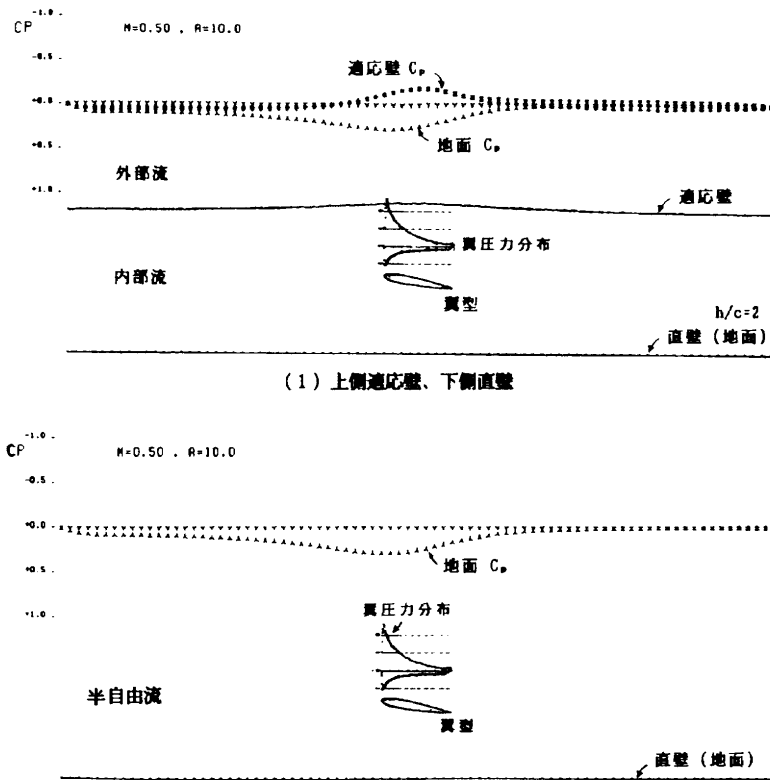


図 16 上側適応壁による地面効果計算例 NACA 0012, $M_{\infty} = 0.5, \alpha = 10^{\circ}, h/c = 2.0$

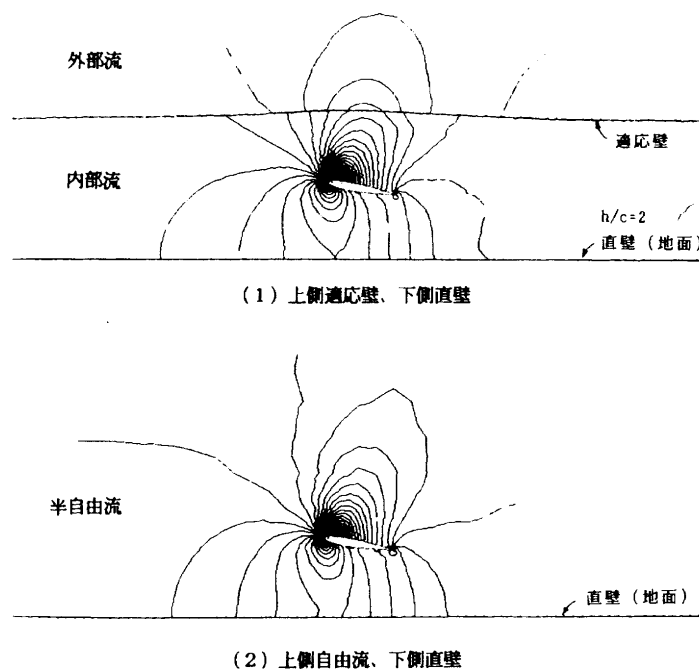


図 17 上側自由流による地面効果計算例 NACA 0012, $M_{\infty} = 0.5, \alpha = 10^{\circ}$

5. むすび

風洞の適応壁制御の空力解析の手段として、風洞の内外部流および壁形状制御に関する数値計算法を整えた。流れを粘性がない非定常な圧縮流とし、計算格子を壁形状の任意変化に対応する物理座標の直交格子にした。内外部流および検証用の自由流を同一流れ方程式と同種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流れの下で適応壁制御の解析および検証ができた。適応壁の形状制御の判断をその壁内外の圧力差として壁の形状曲率の変更量を推定した。それにより圧力差が解消する壁形状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制御の数値解析を行い、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じ壁制御の計算法で適応状態が得られ、本制御法の妥当性がほぼ確かめられた。なお、実際の適応壁風洞の外部架空流の情報は風洞実験に即してほぼ瞬時に必要である。そのためこの制御法を実際の適応壁風洞に適用するためには、風洞専属の計算機の性能によっては外部流計算法の遷音速微小じょう乱の方程式等を用いた簡略化が必要である。また内部流の壁に沿って生じる境界層厚の見積等、粘性の影響も壁形状決定に加える必要がある。

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) 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.
- 3) 中村正義, "航空機周辺物理直交格子の形成", 航空宇宙技術研究所報告 TR-956, 1987.
- 4) M. C. Lewis, G. Neal and M. J. Goodyer, "Adaptive Wall Research with Two- and Three-Dimensional Models in Low Speed and Transonic Tunnels", Collect Tech. Pap. AIAA 15th Aerodyn. Test Conf. 1988, pp. 331-341, 1988.
- 5) 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.
- 6) Raymond E. Mineck, "Wall Interference Test of a CAST10-2/DOA2 Airfoil in an Adaptive-Wall Test Section", NASA TM-4015, 1987.

航空宇宙技術研究所報告1284号

平成8年3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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan