

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-383

航技研 120mm×360mm ルートブーク管の  
特性とそれを用いた遷音速二次元翼試験

高島一明・高橋宏・桑野尚明  
青木竹夫・星野秀雄・野口正芳  
唐沢敏夫・野中修

1979年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 航技研 120mm×360mm ルートビーク管の 特性とそれを用いた遷音速二次元翼試験\*

高島 一明\*\*      高橋 宏\*\*      桑野 尚明\*\*  
青木 竹夫\*\*      星野 秀雄\*\*      野口 正芳\*\*  
唐沢 敏夫\*\*      野中 修\*\*

## Experimental Studies of the Characteristics of the 120 mm x 360 mm Ludwig Tube and Measurements of the Pressure Distribution of Transonic Wing Airfoils

Kazuaki TAKASHIMA, Hiroshi TAKAHASHI,  
Naoaki KUWANO, Takeo AOKI, Hideo HOSHINO,  
Masayoshi NOGUCHI, Toshio KARASAWA  
and Osamu NONAKA

### ABSTRACT

The Ludwig tube is a test facility which has the potential of realizing a higher Reynolds number. In order to obtain the characteristics of the flow in the Ludwig tube and the performance of wing airfoils at a high Reynolds number at transonic regime, the transonic Ludwig tube was constructed. The main dimensions are a two-dimensional transonic test section of 120 mm x 360 mm, Mach number range of 0.45 to 1.1, maximum internal pressure of 1080 kPa and a duration time of about 0.1 second.

At first, flow characteristics such as the steadiness of the stagnation pressure and Mach number, the duration time of a steady state and so on were obtained experimentally. The time-wise change of the stagnation pressure was in the order of 4 per cent. At the region of  $M > 0.85$ , steadiness of the Mach number was gradually spoiled as the Mach number increased.

Secondly, pressure distribution of the upper surfaces of the two airfoil models were mainly measured. Wing profiles of those models were derived from the exact solutions of the transonic potential flow equation of the hodograph method at NAL. Experimental conditions of the wing airfoil models were; model chord length of 14 cm, Mach number range of 0.63 to 0.80, and Reynolds number of 7 to 14 million. The test results showed inclusively good agreement with the results obtained at other wind tunnel tests. These results came from the tests of the lower Reynolds number (4.8~5.2 million) at 2 m x 2 m transonic wind tunnel. For the tests at the Ludwig tube, the shock wave movement on the upper surface was frequently observed in the short duration run time of 0.05 second.

Finally, the constrictions and problems of the Ludwig tube tests and the approach to the solutions were discussed.

---

\* 昭和54年4月10日受付  
\*\* 空気力学第2部

## 1. はじめに

この資料は航技研に設置されている測定部断面120mm×360mmのルートピーク管の構造、特性試験の説明およびそで行なわれた二種の遷音速翼型の圧力分布試験の結果について述べたものである。

ルートピーク管についての記述はすでに多く発表され<sup>1)2)3)</sup>ている。その特色は遷音速での高レイノルズ数試験を行なえる可能性を持っていることであり、現在、米国で建設中の極低温気体を用いた高レイノルズ数試験用遷音速風洞<sup>4)5)</sup>と比肩されるものである。

実機模型について遷音速での高レイノルズ数試験を行なうことは一般に所要エネルギーおよび模型強度の点で実行の困難さをもたらすが、実機の部分模型である二次元翼型の試験に注目するとこれらの制約はやゝ緩和され、実行可能性も高くなる。すでに二次元翼の遷音速高レイノルズ数試験はカナダで行なわれており<sup>6)</sup>、当航技研でもそのための試験設備である二次元風洞<sup>7)</sup>を昭和48年度から建設している。

ここで述べるルートピーク管は、ごく手軽に遷音速高レイノルズ数において二次元翼の試験を行なう目的で製作された装置であり、その構造、特性を述べるとともに、実際に行なった二次元翼試験の結果と、その試験に際して生じたいくつかの問題点を列挙し、その対策を検討し、今後の指針を示すことにする。

試験した二種の翼型はいずれも航技研で開発したもので、遷音速ポテンシャル流の式をホドグラフ法を用いて解いて得た、いわゆる、ショック・フリー翼型であり<sup>8)9)</sup>、高レイノルズ数で上面圧力分布を測定し、理論値および同じ翼型に対する他風洞での試験結果と比較した。

## 2. 記号

A	管内断面積
b	模型の翼幅長
c	模型の翼弦長
H	測定部高さ
L	貯気筒長さ
l	基準長
M	マッハ数または測定部マッハ数
P	圧力
Q	動圧
R	ガス定数
R <sub>C</sub>	接続筒部半径 (= 250mm)
T	温度
t	時間

t <sub>use</sub>	持続時間
U <sub>C</sub>	接続筒中心部風速
u	接続筒断面内風速
x	軸方向距離または翼弦方向距離
y	接続筒断面内の壁から中心部方向への距離 または測定部側壁から模型翼幅方向への距離
α	迎角
r	比熱比
θ	第2スロート部楕円柱の回転角
μ	粘性係数
ω	粘性係数と温度との関係に表われる定数 (= 0.76)
添字など	
0	貯気状態
1	貯気筒
2	測定部
f	終り
i	初め
pl	抽気室
stg	よどみ点状態
~	平均
*	音速点

## 3. 120mm×360mmルートピーク管装置

本ルートピーク管の設計主要諸元は次のとおりである。

測定部断面	120mm×360mm
マッハ数範囲	0.45～1.1
レイノルズ数	(6～14)×10 <sup>6</sup> (基準長14cm, M=0.7)
貯気圧力	500～1080kPa
定常状態持続時間	0.1秒程度

### 3.1 構成

図1に120mm×360mmルートピーク管の構成を示す。貯気筒は呼称10インチのガス管で、長さ28.7mである。測定部は高さ360mm幅120mmの矩形断面であり、これと貯気筒を円滑に接続するため貯気筒内径を一旦500mmの円断面に拡げ、縮流筒につなげてある。縮流筒は外筒を鋼材、内面をプラスチックで仕上げ、軸方向への断面積分布はThwaitesの方法<sup>10)</sup>で計算した。

測定部上下壁は遷音速試験のため多溝壁であり、開口比は6.7%である。また、側壁に発達する境界層の排除効果を避けるため下流に向かって上下壁を各々0.001ラジアン拡げてある。

測定部周囲は抽気室であるが余りに内容積が大きくなりルートピーク管の起動時間を長くするおそれがあるため木材を詰めてある。内容積は測定部容積の1.97倍であ

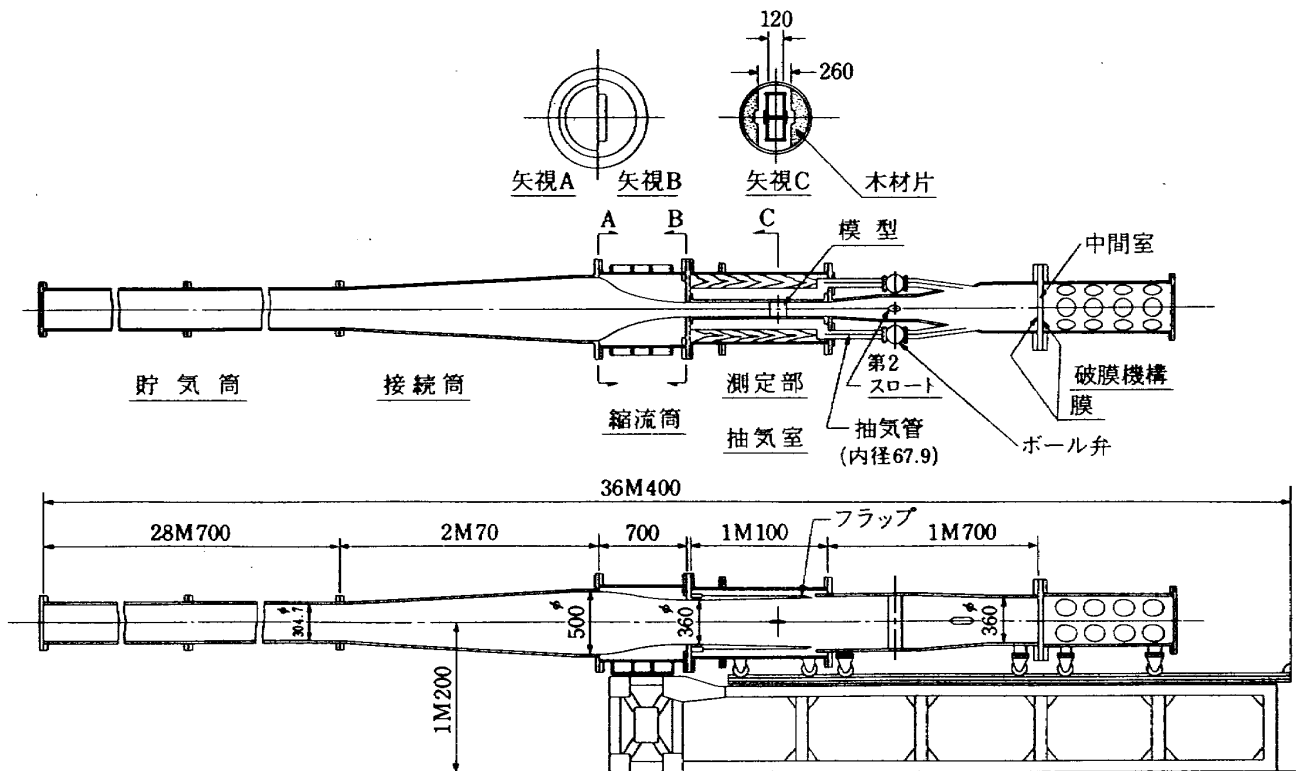


図1 航技研 120mm × 360mm ルートピーク管全体図

る。図1には断面図をも示した。

測定部下流にはフラップがあり、この角度をかえることでマッハ数をかえうが労力が大変であり、使用しなかった。

マッハ数の設定は  $0.45 < M \leq 0.83$  の範囲では測定部下流の第2スロートの開口面積を制御して行なう。これは管内におかれている楕円柱（これが弁体と同じ動き）を回転させて流路断面積を制御するわけである（図10参照）。この部分の管は  $175\text{mm} \times 420\text{mm}$  の矩形断面で、楕円柱断面は長径100mm、短径60mmの楕円である。

$0.83 < M \leq 1.1$  の範囲の設定は測定部気流の抽気量制御によって行ない、実際には抽気管系にある2ヶのボール弁（弁内径は抽気管内径と同じ）の開口面積を変更して行なう。

抽気管は2.5インチのガス管で、抽気室下流部の左右に各1本ずつ取り付け、ボール弁を経て第2スロート下流で主流部と合流し、その下流に起動のための破膜機構がある。

破膜機構は中間室をへだてた2枚の膜で構成され、いわゆる二重膜方式である<sup>12)</sup>。中間室の圧力を管内と大気圧とのほぼ中間程度に保ち、1枚の膜は管内圧と大気圧の差の圧力では破れるが、その半分程度の圧力差では破れないようなものを選んで取付ける。起動時には中間室圧を貯気圧と同じにすると、まず下流側の膜が破れ、次に

上流側の膜が破れる。膜はアルミニウム製で厚さは0.5mmまたは0.8mmの板を使用し、それぞれ貯気圧力500kPa付近、1000kPa付近の試験に使用する。図2(a)に破膜機構の制御系、図2(b)に外観を示す。

図2(a)において、まず  $SW_0$  を手動にし、 $SW_1$  を働かし、ルートピーク管内、中間室に乾燥空気を適当な圧力になるまで充填する（中間室もルートピーク管の一部であるが便宜上分離して考える。ここで言うルートピーク管は中間室の上流側部分である）。次に  $SW_0$  を自動にし、中間室への充填は中止し、ルートピーク管内への充填は続ける。所定の貯気圧力になった所で  $SW_2$  を押し、起動用電磁弁が開き、中間室内圧は上昇して下流側の膜から順次破れ、起動する。 $SW_2$  を押してから起動するまでの時間は1~2秒程度であり、起動の0.2~0.5秒前からデータを取り込み、3秒間程度のデータを取って計測系は自動的に停止するようタイマーを設定してある。

ここで注意すべきことは中間室圧力の設定である。初め、中間室とルートピーク管内へ空気を充填している時は図3(a)のようであり、次に、ルートピーク管へのみ充填する際は図3(b)のようになって、中間室の容積は変化し、間接的に中間室圧力も上昇する。従って中間室への充填は貯気圧力（ゲージ圧で）の半分よりもかなり低い所までとどめねばならない。図3(c)にこの関係を示す。ルートピーク管および中間室への加圧の順序を適当に行な

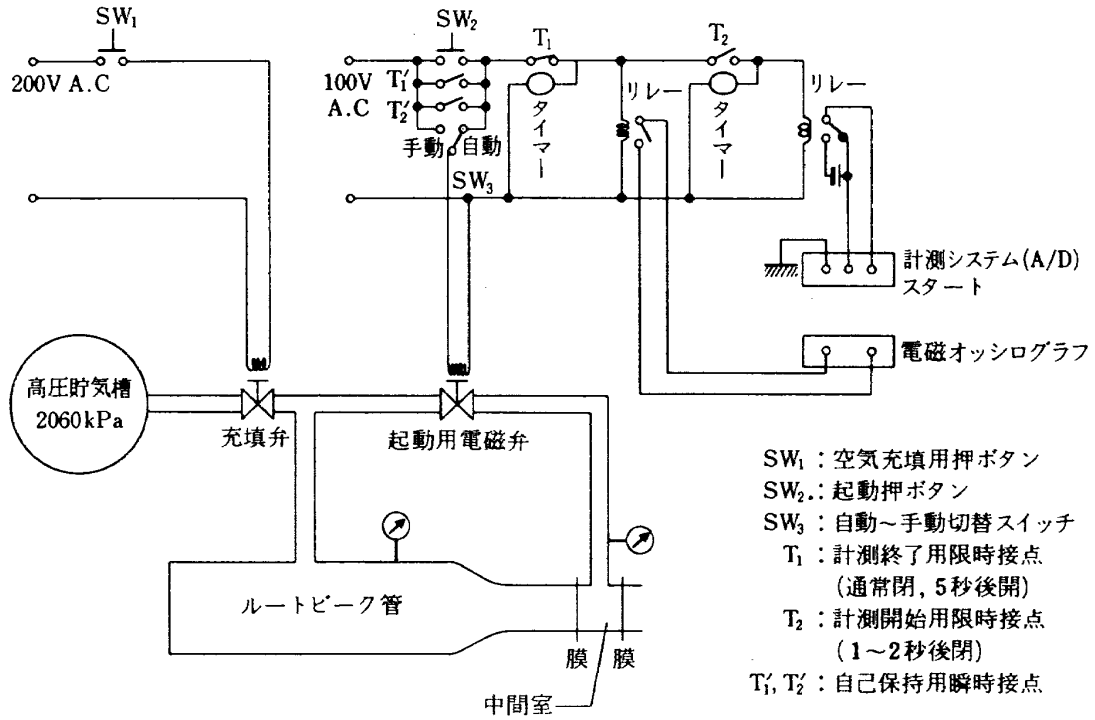


図 2(a) 破膜と計測系の起動制御システム



図 2(b) 破膜機構外観

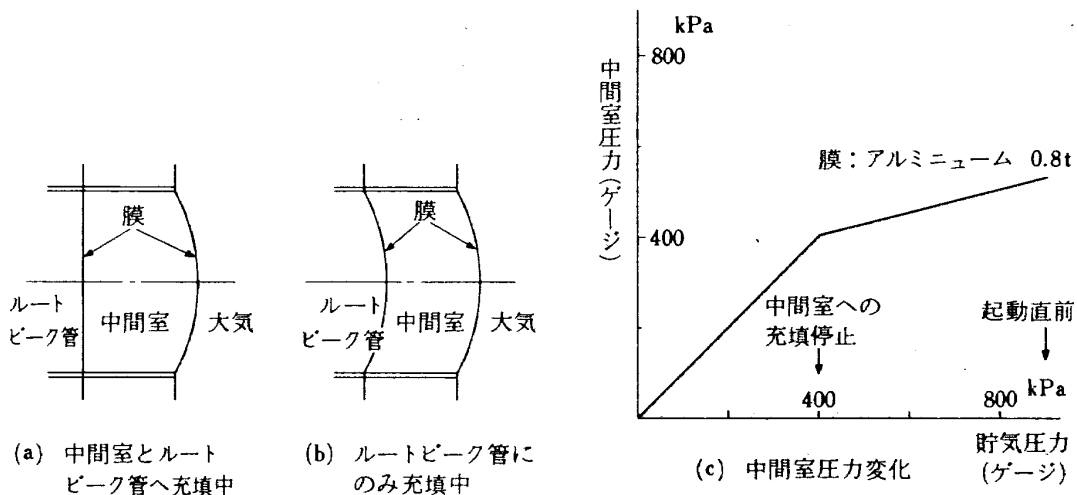


図 3 二重膜方式破膜機構と今回の場合の注意点

うことにより上記の問題を避け、中間室圧力を所定の中間的圧力に設定する可能性もある。

このルートピーク管は大型低速風洞建屋内に設置され、気流は建屋内大気中に放出されるが、それと同時に破膜機構部で使用したアルミニウム板の破片が飛散し、これを完全に受け止める装置がないこともあって危険であり、実験時には人間は退避し、空気充填、起動、計測等

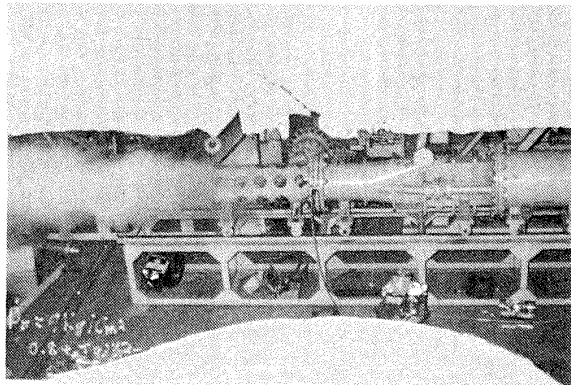


図4 起動中のルートピーク管

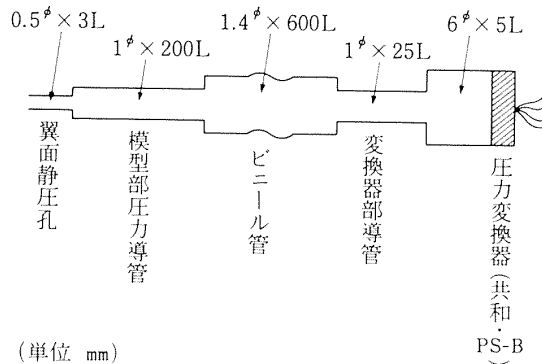


図5 圧力測定用導管

はすべて遠隔操作で行なった。本ルートピーク管の下流部の外観写真を図4に示す。同図は起動直後の写真で、急膨張して温度のさがった気流のため、周囲の大気内の水蒸気が凝結して白く見える。

### 3.2 計測系

本ルートピーク管では圧力の測定のみが行なわれている。まず気流状態の測定には歪ゲージ式エンジン指圧計（固有振動数 1000 Hz 程度）を用いて、よどみ点圧力、抽気室圧力を検出した。

翼面上の圧力分布測定は翼面静圧孔から圧力導管を介して小型圧力変換器（共和電業、PS-B型）に圧力を導き、測定した。この場合の圧力配管系は図5に示され、被測定圧の99.9%になる迄の時間は5.34 msec<sup>13)</sup>である。定常状態の持続時間は0.1秒程度あるから、上記の圧力伝達おくれ時間は殆んど問題にならない。

ルートピーク管各部の圧力測定の際も翼面圧力分布測定と同様に行なった。ただ、圧力導管は太く、この場合の圧力伝達おくれ時間は2.05 msecであり、小さい。

図6は計測系のブロック図である。被測定圧力は16チャンネルまでとれ、2チャンネルは気流状態、他は試験目的に応じた圧力測定に用いる。後で述べるが翼型性能を把握するには14チャンネルでは不十分であるが現時点では経費上の理由から14チャンネルにとどまっている。

近年、多チャンネルの圧力測定には圧力の状態で走査し、1チャンネルの圧力信号に変換させる一種の切換器のスキヤニバルブがよく用いられるがルートピーク管では定常状態の持続時間が短く、ここでは使用できない。

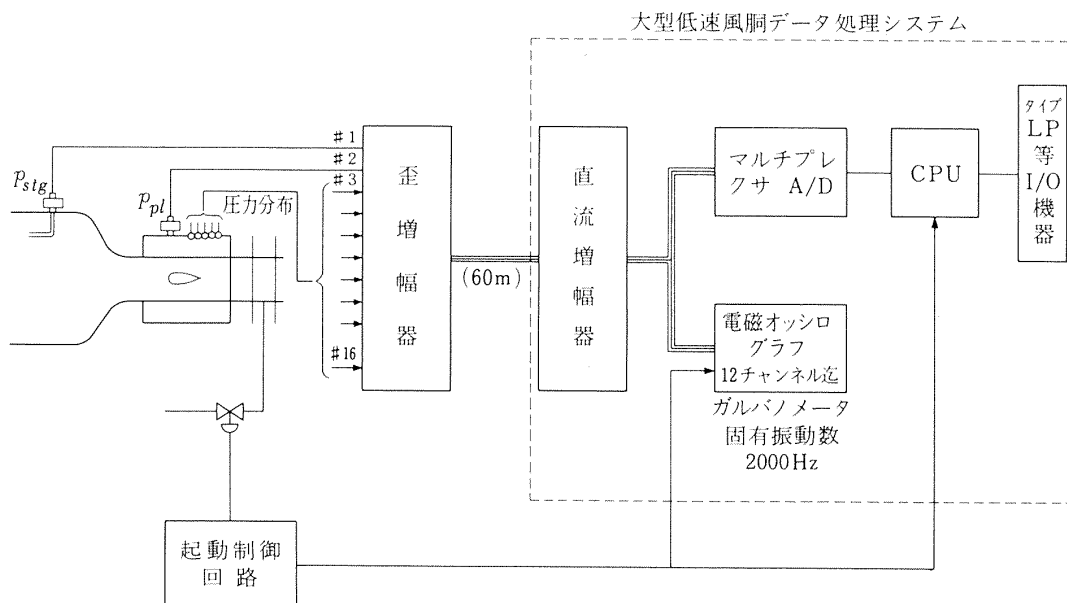


図6 計測系ブロック図

ただ、スキヤニバルブの前段側に、多チャンネルの高速遮断弁（カットオフバルブ）と多数の圧力容器を置いて、被測定圧力を圧力容器に一時的に貯え、実験終了後、その貯えられた圧力をスキヤニバルブで走査して測定する方法があるが、<sup>14)</sup> ルートビーク管では確立された方法とも言えず、今回は採用しなかった。

図6において増幅された16チャンネルの信号の一部を電磁オシログラフで直視し、モニターすると同時に全体的な実験結果の把握を行なう。図7にその代表例を示す。よどみ点圧力、抽気室圧力（第1、第2チャンネル）に小さな振動が重畳しているのは圧力変換器の固有振動数である。第3～第8チャンネルは翼上面の静圧で翼弦位置はそれぞれ5、10、15、20、25、30%である（5.3項参照）。図7から起動後70～80msecでほぼ定常状態が確立することがわかると同時に、必ずしも完全な定常状態ではなく圧力は減り気味であることが示される。また、第7チャンネル（翼弦位置25%の点の静圧）では、他チャンネルが定常状態である時、圧力の急変が見られる。これは実験時に翼面上に発生している衝撃波が下流側へ動いたために生じたもので後で考察する。この現象は第6チャンネルにも見られる。

このようなモニター以外に、測定すべき全信号（16チャンネル）は図6に示されるように、マルチプレクサ、アナログデジタル変換器をとおり、計算機の記憶素子にDMA転送され、実験終了後ただちに絶対圧力への変換、マッハ数、動圧の計算、無次元形表現等を行なって印字される。

データ処理用に用いた信号は定常状態が終る直前の0.05秒間程度の部分を用い、サンプリングは次の3種類である。

- (i) MX-1: 5ms毎に各チャンネルについて11点とる。
- (ii) MX-2: 1.28ms毎に各チャンネルについて40点とる。
- (iii) MX-3: MX-2のケースで終りの部分の12点のみを用いる。

このようにサンプリング速度が異なったのは、MX-1の場合と他の場合ではかなりの日時が介在し、データ処理装置が変更されたためであり、<sup>15)</sup> また、MX-1とMX-2は“定常状態”におけるデータの時間的変化を調べるためであり、MX-3は定常状態の最終時点での値を読み取るためである。

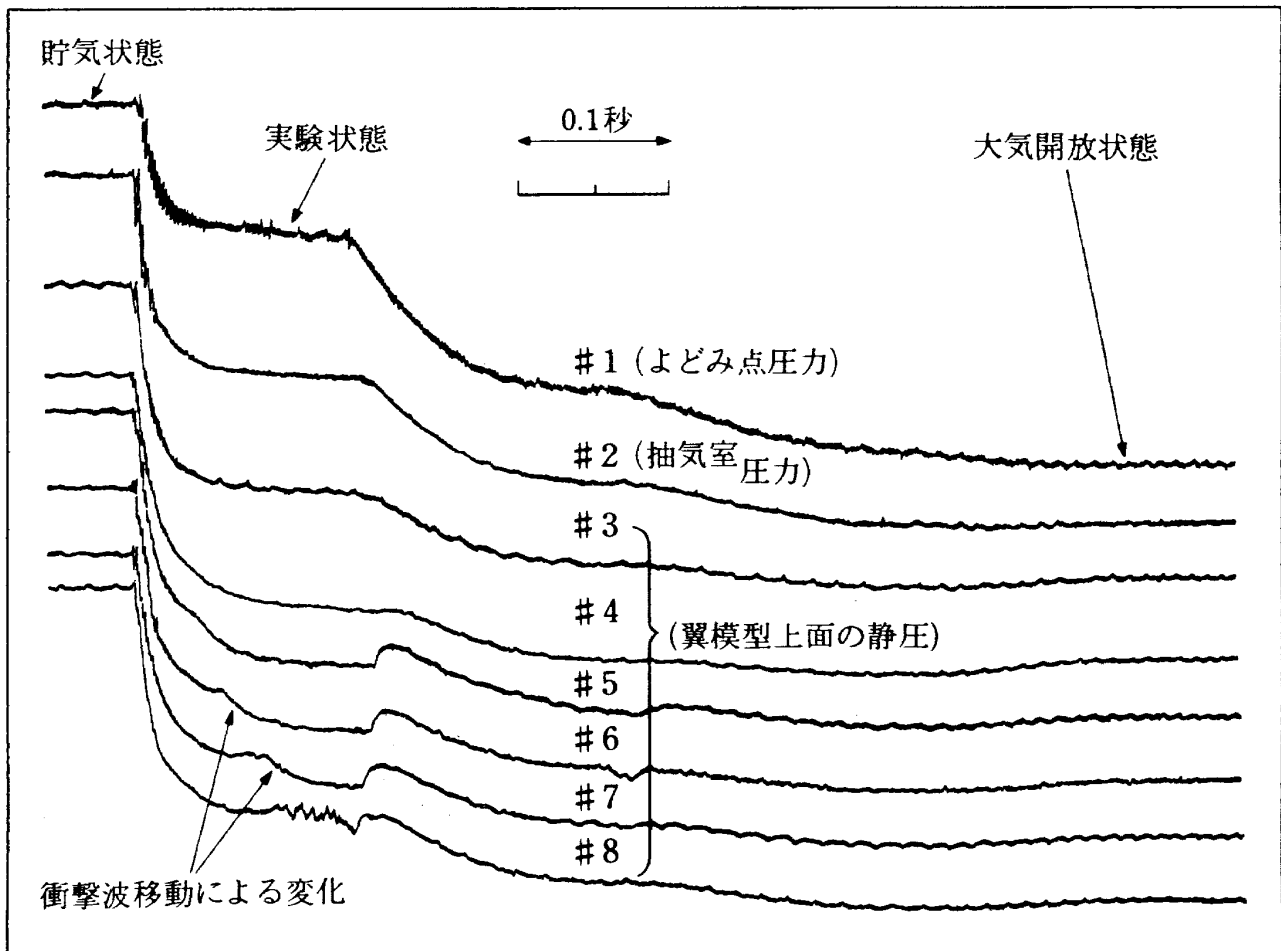


図7 代表的オシログラム

### 4. 120mm×360mmルートピーク管の特性

#### 4.1 接続筒内の流れについて

図1で示されるように、このルートピーク管では貯気筒と縮流筒の間に接続筒があり、最大内径は500mm、下流部への開き角は片側3°である。この部分は、元来円断面を矩形断面に変換するための補助的遷移区間であるが、一方、風速は最小になり、通常の風洞の集合胴(Settling

chamber)に相当するとも考えられる。よどみ点圧力測定用のビトー管はこの最大内径を持つ一定断面区間(長さ200mm)内に設置されている。

ルートピーク管起動後、貯気筒、接続筒内で発達する境界層の影響により、よどみ点圧力は徐々に減少するのが常であり、図7からも観察されるが、その変化を貯気筒マッハ数に対して示すと図8が得られた。これはほぼ定常状態の50msec間のよどみ点圧力の変化であり、貯気筒マッハ数は貯気圧力とよどみ点圧力の平均値から次式を満足するように求めた値である。

$$\frac{\tilde{P}_{stg}}{P_0} = \left\{ \frac{(1+0.2\tilde{M}_1^2)}{(1+0.2\bar{M}_1^2)} \right\}^{3.5} \quad (1)$$

図8のデータは非常にばらついてはいるが、これは測定系の雑音、起動時の管自体の振動等によるものであるがいずれにしても計測時間中のよどみ点圧力の変化はその初めの値に対しては1~4%程度と考えてよく、特に問題はない。

次に、定常状態およびその終了時付近における接続筒下流部の断面積一定部分における半径方向の速度分布を図9に示す。測定は管内にくし型ビトー管および静圧管を取付け、各測定点の圧力を圧力導管を用いてルートピーク管外に導き、圧力変換器に連結した。図9は5個の時間的に連続したデータの平均値をプロットした。また、破膜後の時間も同じように平均値を示している。破膜後78msecではほぼ定常状態が確立する頃である(図7参照)。

図9から接続筒拡散部における境界層発達の影響が予想以上に大きく、風速一様の中心コア部が比較的せまいこと、またこの中心コア部が管内境界層発達のため、徐々にせまくなり、定常状態終了時(破膜後143msec)では中央部の25%程度になることがわかる。

#### 4.2 測定部の流れについて

##### 4.2.1 マッハ数の設定範囲

3.1で述べた第2スロート部流路断面積および抽気量制御によって測定部マッハ数を種々の値に設定でき図10にこの結果を示す。第2スロートの楕円柱回転角度または抽気量制御用ボール弁の回転角度に対し測定部マッハ数は線型の変化ではないが、この図からマッハ数を0.45~1.15の範囲に連続的に設定可変であることがわかる。この図は測定部に何も取付けてない状態で、測定部マッハ数は抽気室圧力を測定部静圧に等しいとし、それから求めている。貯気圧力の大小はスロート部の境界層厚さに僅かに影響を与えるのか、いずれの場合も貯気圧力大でマッハ数もやや大き目であるが点数が少ないので簡単

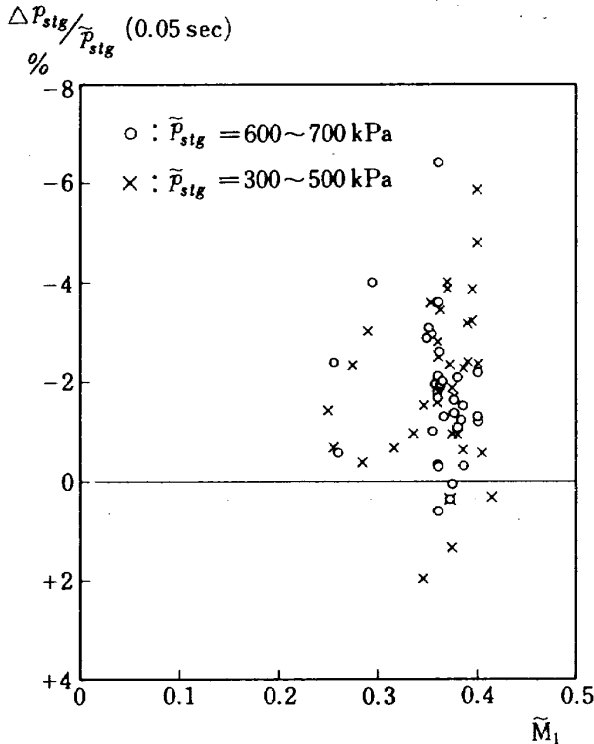


図8 実験中のよどみ点圧力変化

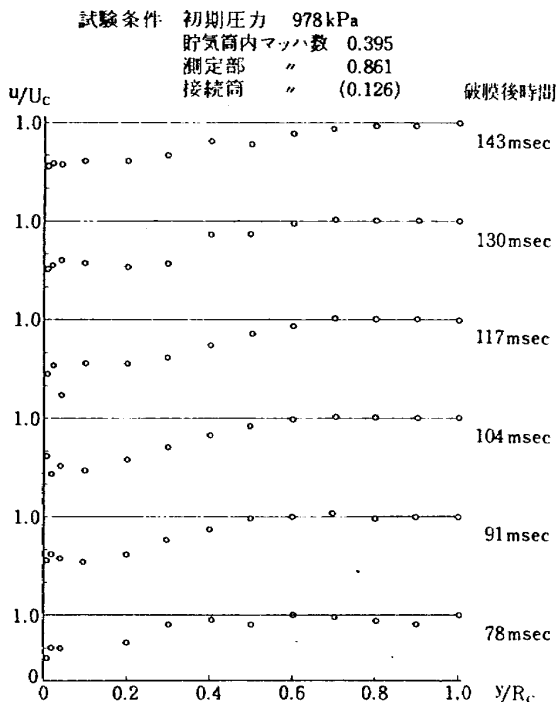


図9 接続筒内速度分布



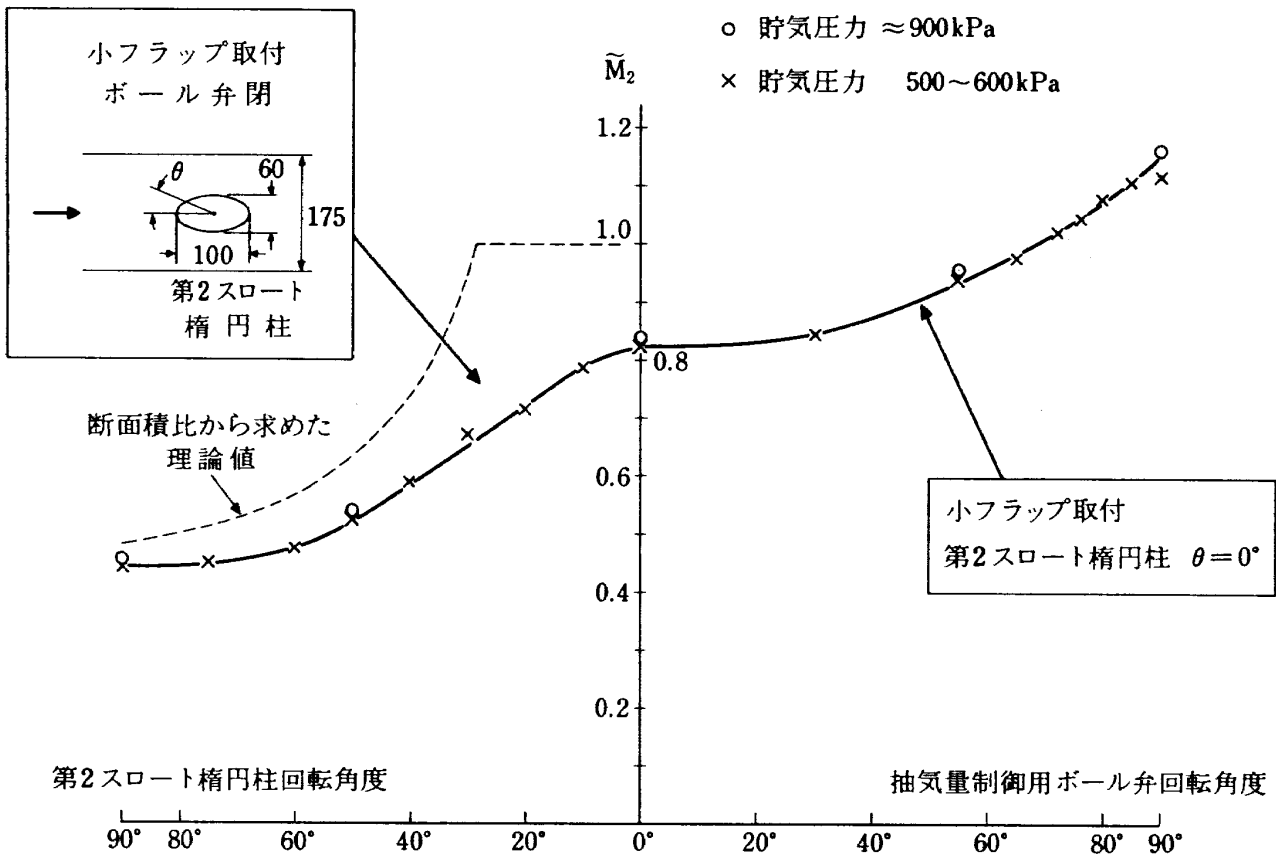


図10 測定部マッハ数の設定-1

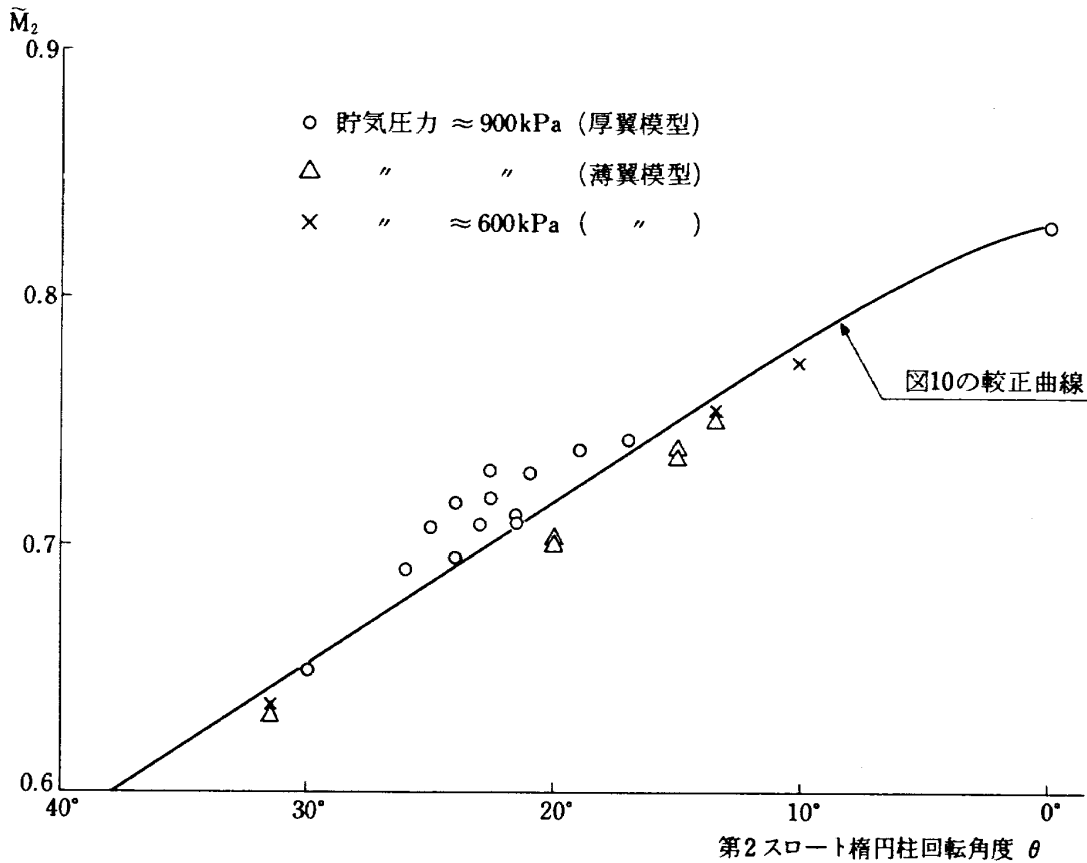


図11 測定部マッハ数の設定-2

には結論できない。

測定部に模型を装着した場合における高亜音速試験時の測定部マッハ数と第2スロート楕円柱の回転角度の関係を図11に示す。楕円柱のある設定回転角度における試験でのマッハ数の再現性は±0.012程度であり、二次元翼の高亜音速試験の用途にはやや悪いと言える。

本ルートピーク管におけるマッハ数再現性の程度をきめる要因のうち問題になるものは次の通りである。

1. 第2スロート楕円柱回転機構のバックラッシュと角度読み取り機構の不完全さ。
2. 圧力の測定精度。
3. 管内のパッキング材(ゴム)がフランジ部のボルト締付けによって流路内にはみ出て流路断面積を若干かえる。

特に、この“3”の原因はいくつかの実験の結果、明らかになったもので図11の薄翼模型装着時と厚翼模型装着時のマッハ数のずれはこの“3”が主要原因である。現在はこの原因は除去されている。

ここで“2”の測定精度にふれる。圧力変換器の精度

はフルスケールに対し0.5～1.0%と公称されているが短時間の測定と雑音の存在を考えれば各圧力測定系チャンネルにつき1%以下に測定誤差を保つことは非常に困難と思われる。一方、高亜音速における翼型の性能試験ではマッハ数の確度は $\Delta M = 0.005$ 程度は要求されるから、それを満足させる圧力比の誤差は

$$\Delta\left(\frac{p}{p_{stg}}\right) / \left(\frac{p}{p_{stg}}\right) = -\frac{1.4M}{1+0.2M^2} \Delta M \quad (2)$$

から求まり $M = 0.8$ として0.5%である。従って精度の良い実験を行なうには現在の計測系を根本的に考え直す必要がある。現在の計測系では高亜音速試験時に $\Delta M = \pm 0.01$ 程度の誤差は避けられない。

再現性または測定精度の問題は測定時間の短かさに関係があることは否定できないが、ルートピーク管の気流自身にこのような再現性不確実な問題があるわけではない。

#### 4.2.2 測定部内のマッハ数について

図10, 図11で言う測定部マッハ数は抽気室圧力から求めた値であるが、一方、測定部壁圧から求めたマッハ数

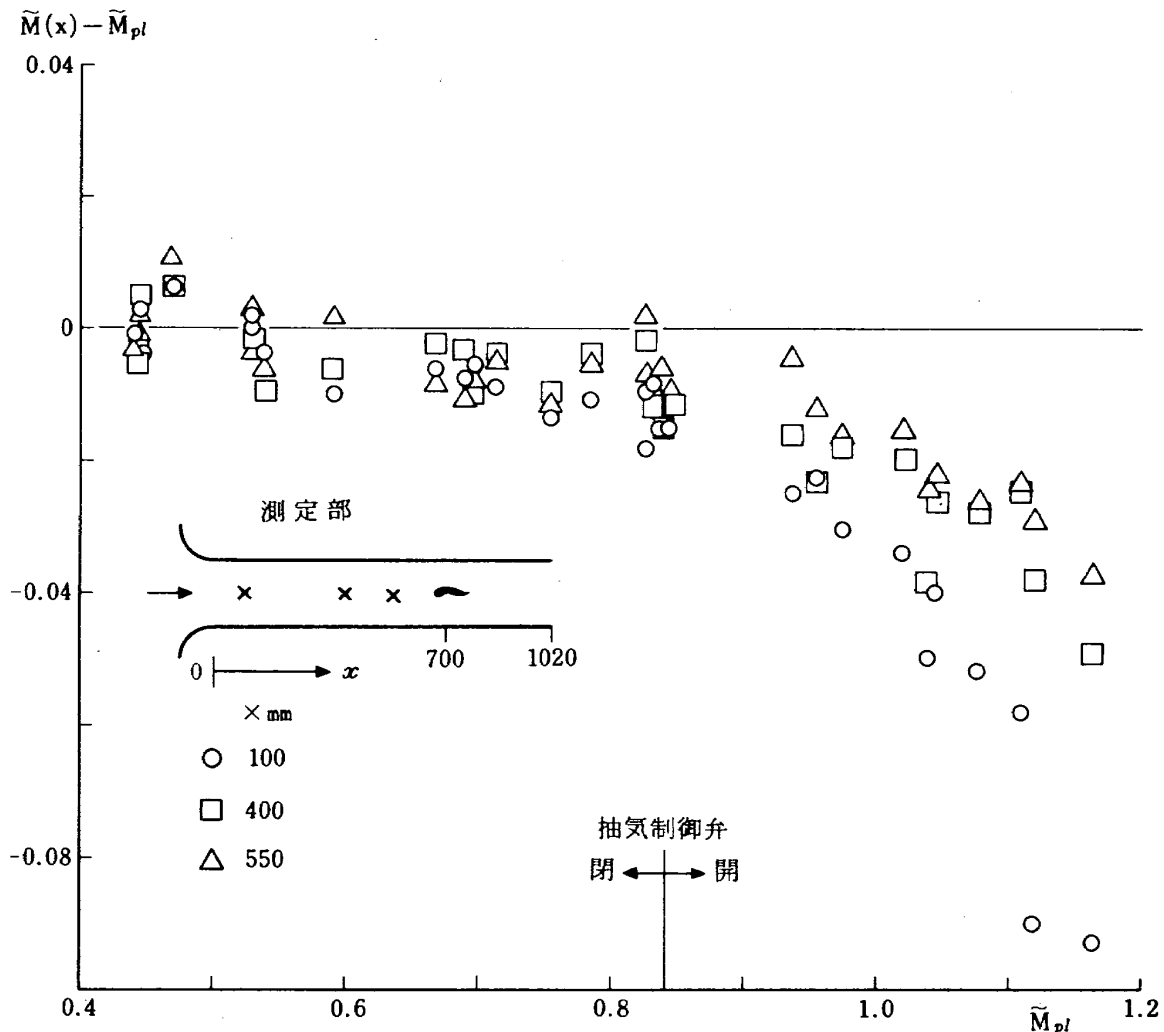


図12 抽気室圧力から求めたマッハ数と壁圧から求めたマッハ数の比較

との比較を図12に示す。マッハ数が高くなるに従い、測定部壁圧から求めたマッハ数と、抽気室圧力から求めたマッハ数の差が大きくなるが、翼型試験に用いる通常の高亜音速領域 ( $0.6 \leq M \leq 0.85$ ) では0.01程度、抽気室圧力から求めたマッハ数の方が高い。以下の試験では特に断わらない限り、測定部マッハ数は抽気室圧力から求めた値で代表することにした。測定部壁圧から求めたマッハ数と図12で示す差がある。

図12における  $M(x)$  と  $M_{pl}$  の差の原因は抽気室の構造に起因していると言える。これは主として抽気室の大きさの問題と考えられる。すでにのべたように抽気室には木材片を挿入して有効容積を減らし、起動時間を小さくするようにしてあるが、余りに抽気室容積を減らしすぎ、抽気室内の圧力の一様性が、マッハ数が高くなると保てなくなったからと推定される。同様な傾向が他の遷音速ルートピーク管でも観察される<sup>17)</sup>。

図12では更に流れ方向のマッハ数分布も知ることができ、 $M_{pl}$  が0.85以下では特にマッハ数分布に問題はないが、 $M_{pl} > 0.85$  では上流から下流に向かって加速が続いており、測定部内は必ずしも一定のマッハ数の気流とは言い難い。

測定部内の模型装着部における翼幅方向の気流の変化は気流の二次元性と言われるものである。いくつかの測

定法のうち後述する翼型試験と関連し、その模型を利用した測定結果を図13に示す。この図は翼断面形NAL7069<sup>8)</sup>-14の模型(阻塞比5.4%)の翼幅中央部、翼幅の1/4部の上面の圧力分布の比較を示したものである。図から翼中央部の左右に各1/4翼幅の範囲は二次元性が確保されていると言えよう。詳細に言えば翼幅中央部から翼端へ向って、後縁付近を除いては圧力は僅かに高めに表われる傾向があり、後縁付近のみ中央部の方が圧力は高めに表われる。このような傾向は二次元翼試験においてよく表われる<sup>16)</sup>ものであり、側壁からの境界層吸取によって改善できる<sup>6)</sup>。

#### 4.2.3 マッハ数の時間的变化について

実験中におこるマッハ数の時間的变化は管内の各部分における流れの状態が完全に定常状態に達していないことから生じる。例えばスロート部の境界層が徐々に厚くなれば測定部のマッハ数は亜音速では減少するが、測定部の境界層がより早く厚くなっていけばマッハ数は増加することが予想される。ルートピーク管内の気流は完全な定常状態とは言い難く、上記のような現象の可能性が存在し、実験結果も報告されている<sup>17)</sup>。

図14に今回の試験結果を示す。縦軸にはほぼ定常な状態の50msec間の測定部マッハ数の変化を示す。この変化はまず50msec間のマッハ数のデータ11個から最小二乗

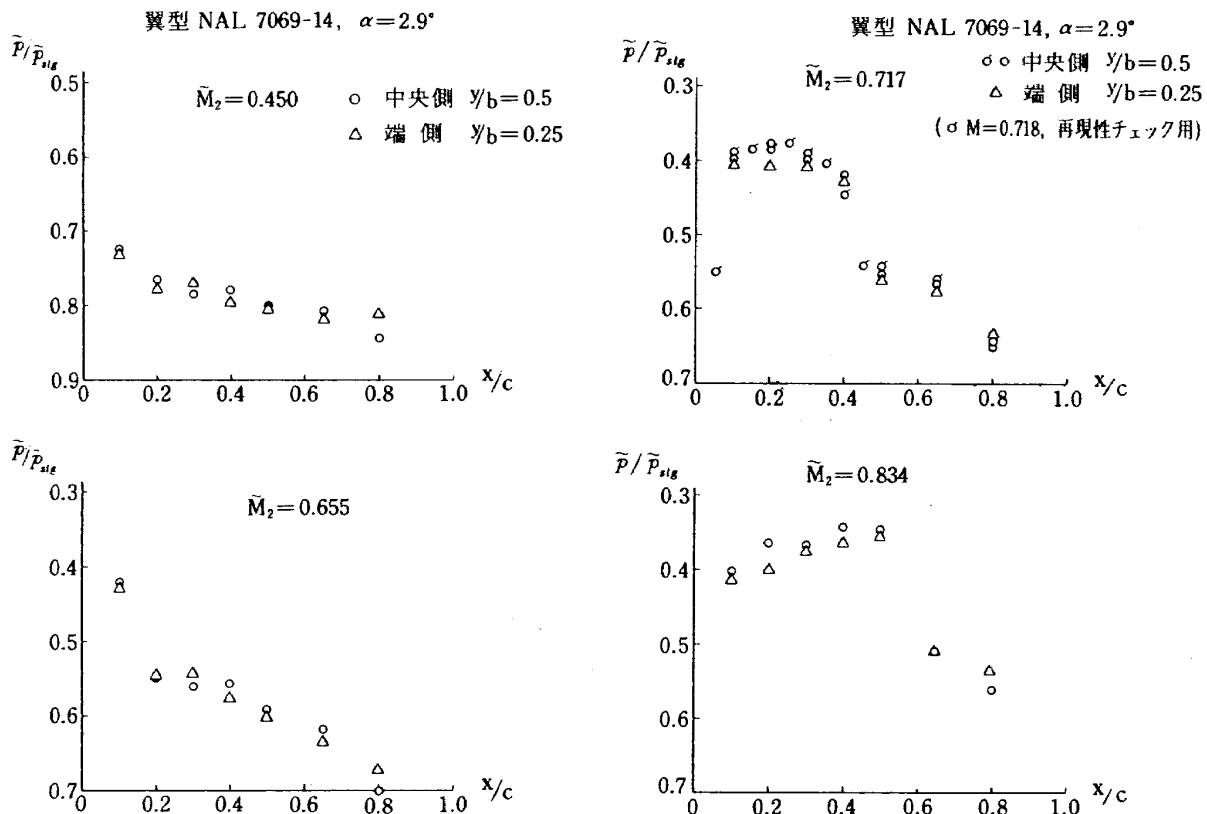


図13 厚翼模型を使用した気流の二次元性測定

法によってその変化に最も適合したマッハ数～時間の線型の関係式を求め、その式を用いて 50msec 間のマッハ数変化を計算したもので実測値そのものの変化ではない。マッハ数 0.4～0.8 の間ではばらつきが多いがある範囲におさまっており、マッハ数 0.9 以上すなわち抽気量が大きい場合は時間とともにマッハ数が増大することが見

られ、文献 17) の結果と同様である。マッハ数が増大する理由としては、上に述べた境界層の変化の他に抽気系統の定常化が他の部分の定常化に比し、時間がかかっているからと推定でき、抽気室、抽気系統の注意深い設計が必要である。

4.2.4 定常状態持続時間について

測定状態においては測定部の気流は完全に定常であるとは言えないが、ここでは測定部静圧（抽気室圧力）を代表圧力に選び、この信号値について 5% の変化を許容する範囲の時間を定常状態持続時間 ( $t_{use}$ ) と定義する。 $t_{use}$  のできるだけ大きい時間は準定常状態の最終時点付近で得られ、実験結果は図 15(a) となる。理論値は貯気筒内を膨張波が往復する時間である。実験結果と理論値の違いは他のルートピーク管の結果と比較して著しく大きい。これは測定部上流の接続筒の影響である。定常状態は理想的な場合には膨張波尾部が貯気筒最下流端に達した時から始まる。そして通常のリートピーク管では貯気筒最下流端は測定部上流のすぐ近くにある。このルートピーク管ではすでに述べたように矩形断面測定部を滑らかに得るため 2.07m 長さの接続筒が設置され、膨張波尾部が貯気筒最下流端に到達するのに時間がかかる。更に、その断面積変化部分からの波の反射、再反射等がおちつくまでにより一層の時間が必要となる。この状況の概念図を図 15(b) に示す。この図は接続筒ありの場合とその部分が貯気筒の一部になっている場合（破線表示）の比較を示す。また、図 15(a) において持続時間 70msec 以上の試験は測定部において抽気を行っていない場合に相当し、持続時間が 70msec より短い場合は抽気を行な

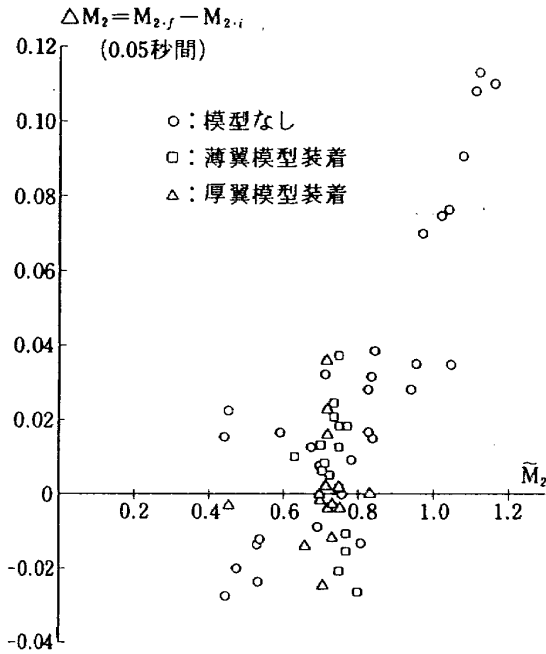


図 14 実験中の測定部マッハ数変化

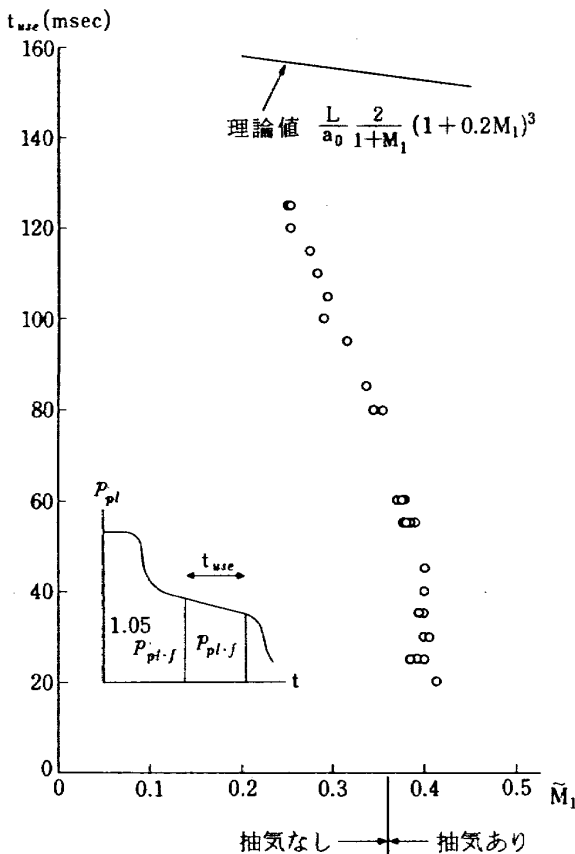


図 15(a) 定常状態持続時間

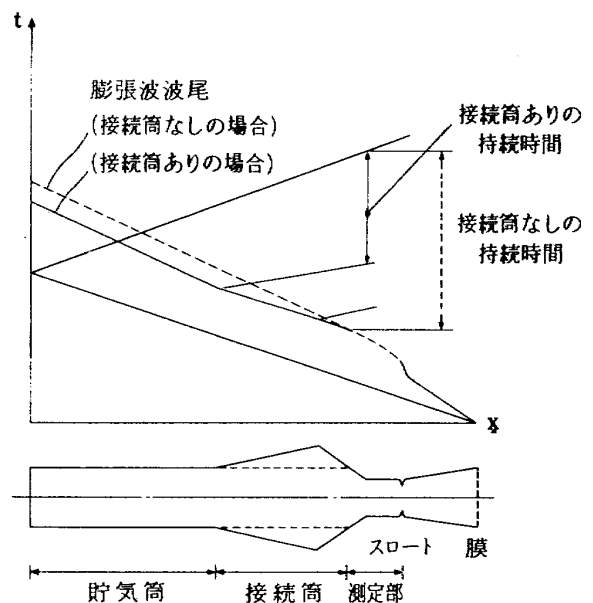


図 15(b) 定常状態持続時間への接続筒の影響 (理想的な場合)

っている状態に相当する。抽気を行なっている場合は図 14にも示されるように実験中の圧力変化が大きく“定常状態”と考えられる時間が短い。

5. 翼型試験について

5.1 試験条件について

一般に、ルートピーク管における試験ではレイノルズ数は貯気圧力をかえることにより容易にかえられる。貯気圧力、マッハ数、レイノルズ数の関係は次式で表わされ図16にここで使用したルートピーク管の場合のグラフを示す。

$$\frac{R_e}{l} = \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \cdot \frac{P_0}{\mu_0} \cdot M_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{2\omega - \frac{\gamma+1}{\gamma-1}}$$

$$\left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} - \omega}$$

ただし  $\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^\omega$  の関係を用いた。  $\omega = 0.76$ 。

基準翼弦長は 14 cm でレイノルズ数は  $7 \times 10^6$  付近および  $14 \times 10^6$  付近である。

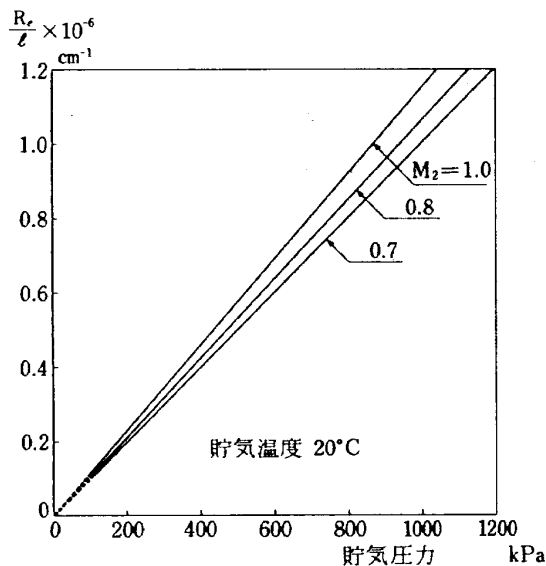


図16 レイノルズ数と貯気圧力

また、測定部動圧も貯気圧力によって変化し

$$Q = \frac{1}{2} \gamma P_2 M_2^2 = \frac{1}{2} \gamma P_0 M_2^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{-\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

と表わされ、今回の試験では最高 181 kPa (1.85kg/cm<sup>2</sup>) であった。二種の翼型模型についての試験条件を表 I に示す。

5.2 翼型模型

二種の翼型について設計点近くの上面圧力分布が理論値に近いかどうかの試験を行なった。いずれの翼型も遷音速ポテンシャル流の式をホドグラフ法を用いて解いて得られるもので、その設計点、名称は

- (i) 薄翼模型：マッハ数 0.745  
揚力係数 0.23 (  $\alpha = 0.7^\circ$  )  
厚み比 10.4 %  
名称 NAL7523-10
- (ii) 厚翼模型：マッハ数 0.703  
揚力係数 0.69 (  $\alpha = 0.3^\circ$  )  
厚み比 13.9 %  
名称 NAL7069-14

名称のつけ方は、NAL の次の 2 桁は設計マッハ数の 100 倍を、次の 2 桁は設計揚力係数の 100 倍を表わし、- の次の数字は厚み比の百分比である。

表 II, 表 III に翼型の設計値, 模型の座標実測値を示す。ただし設計値は模型製作に必要な座標点数を得るため、計算結果の座標から内挿して求めたものも含まれている。座標実測値は当所工作課の三次元座標測定器を用いて得た。製作された薄翼模型は設計翼型よりも翼前縁側で厚く、後縁側では上面は薄く、下面は厚くなり、キャンパーが減少した形状となっている。厚翼模型は全体に厚く製作されている。図17に厚翼模型の外観、図18に同模型を測定部へ取付けた状況を示す。

表 I 翼型模型に対する試験条件

翼型	薄翼模型		厚翼模型	
	NAL7523-10		NAL7069-14	
貯気圧力 (kPa)	491 ~ 493	973 ~ 981	945 ~ 983	
よどみ点圧力 (kPa)	323 ~ 340	645 ~ 656	631 ~ 657	
動圧 (kPa)	73.3 ~ 95.1	144 ~ 181	153 ~ 173	
レイノルズ数	$6.6 \sim 7.4 \times 10^6$	$13 \sim 14.4 \times 10^6$	$13.3 \sim 14.3 \times 10^6$	
マッハ数 ( $\tilde{M}_{pl}$ )	0.635 ~ 0.800	0.633 ~ 0.773	0.694 ~ 0.746	0.699 ~ 0.750
迎角	1.67°		1.8°	2.9°

表Ⅰ NAL7523-10 模型(薄翼模型)寸法

上 面				下 面			
位 置	設 計	実 測	誤 差	位 置	設 計	実 測	誤 差
0.100 <sup>mm</sup>	0.630 <sup>mm</sup>	0.655 <sup>mm</sup>	+25 <sup>μ</sup>	0.102 <sup>mm</sup>	0.630 <sup>mm</sup>	0.743 <sup>mm</sup>	+113 <sup>μ</sup>
0.389	1.260	1.304	+44	0.395	1.260	1.370	+110
0.896	1.890	1.920	+30	0.870	1.890	2.002	+112
1.138	2.113	2.129	+16	1.138	2.166	2.270	+104
2.713	3.054	3.070	+16	2.713	3.299	3.383	+84
4.288	3.646	3.665	+19	4.288	4.032	4.089	+57
5.863	4.091	4.123	+32	5.863	4.576	4.610	+34
7.350	4.433	4.462	+29	7.350	4.984	4.997	+13
9.975	4.924	4.959	+35	9.975	5.542	5.519	-23
12.600	5.320	5.358	+38	12.600	5.958	5.927	-31
15.225	5.650	5.686	+36	15.225	6.271	6.253	-18
17.850	5.930	5.960	+30	17.850	6.516	6.514	-2
20.475	6.168	6.191	+23	20.475	6.723	6.730	+7
23.100	6.372	6.392	+20	23.100	6.909	6.910	+1
24.763	6.487	6.504	+17	24.763	7.016	7.010	-6
28.700	6.716	6.728	+12	28.700	7.210	7.197	-13
32.638	6.895	6.904	+9	32.638	7.330	7.320	-10
36.575	7.030	7.035	+5	36.575	7.403	7.394	-9
40.513	7.127	7.124	-3	40.513	7.435	7.428	-7
44.450	7.187	7.176	-11	44.450	7.429	7.428	-1
49.350	7.216	7.202	-14	49.350	7.373	7.382	+9
54.600	7.194	7.172	-22	54.600	7.259	7.281	+22
59.850	7.118	7.091	-27	59.850	7.093	7.128	+35
65.100	6.991	6.962	-29	65.100	6.876	6.929	+53
70.350	6.813	6.783	-30	70.000	6.630	6.699	+69
75.600	6.586	6.553	-33	75.250	6.321	6.409	+88
80.850	6.309	6.275	-34	80.500	5.966	6.069	+103
86.100	5.983	5.944	-39	85.750	5.567	5.682	+115
91.350	5.607	5.557	-50	91.000	5.129	5.255	+126
96.600	5.180	5.112	-68	96.250	4.646	4.786	+140
101.850	4.702	4.611	-91	101.500	4.118	4.273	+155
107.100	4.172	4.072	-100	106.750	3.551	3.715	+164
112.350	3.591	3.488	-103	112.000	2.954	3.110	+156
117.600	2.961	2.860	-101	117.250	2.330	2.491	+161
122.850	2.288	2.178	-110	122.500	1.695	1.870	+175
128.100	1.583	1.465	-118	127.750	1.070	1.262	+192
133.350	0.869	0.754	-115	133.000	0.501	0.702	+201
140.000	0.070	-0.059	-129	140.000	0.000	0.159	+159

表Ⅲ NAL7069-14 模型 (厚翼模型) 寸法

上 面				下 面			
位 置	設 計	実 測	差	位 置	設 計	実 測	差
0.083 <sup>mm</sup>	0.535 <sup>mm</sup>	0.680 <sup>mm</sup>	+145 <sup>μ</sup>	0.017 <sup>mm</sup>	0.232 <sup>mm</sup>	0.283 <sup>mm</sup>	+51 <sup>μ</sup>
0.178	0.818	0.936	+118	0.063	0.450	0.524	+74
0.668	1.743	1.811	+68	0.141	0.659	0.733	+74
0.977	2.173	2.233	+60	0.335	1.013	1.056	+43
1.330	2.598	2.655	+57	0.582	1.344	1.376	+32
2.183	3.453	3.513	+60	0.886	1.673	1.705	+32
3.263	4.331	4.376	+45	1.254	2.008	2.035	+27
3.901	4.780	4.817	+37	1.701	2.354	2.375	+21
5.392	5.692	5.716	+24	2.247	2.718	2.737	+19
6.241	6.146	6.166	+20	2.932	3.111	3.125	+14
7.147	6.588	6.606	+18	3.830	3.549	3.564	+15
9.026	7.392	7.404	+12	5.122	4.072	4.081	+9
9.924	7.730	7.738	+8	7.469	4.809	4.813	+4
11.424	8.230	8.223	-7	9.415	5.286	5.299	+13
11.972	8.392	8.380	-12	11.173	5.646	5.664	+18
12.851	8.622	8.613	-9	12.587	5.898	5.919	+21
16.108	9.288	9.324	+36	14.977	6.265	6.290	+25
20.188	9.949	9.989	+40	21.328	6.984	7.011	+27
24.303	10.488	10.519	+31	30.118	7.571	7.598	+27
32.392	11.268	11.307	+39	35.555	7.768	7.792	+24
41.722	11.804	11.849	+45	39.814	7.848	7.873	+25
47.040	11.968	12.012	+44	46.768	7.857	7.887	+30
52.723	12.040	12.078	+38	52.564	7.761	7.793	+32
64.476	11.884	11.928	+44	57.643	7.604	7.634	+30
70.225	11.661	11.707	+46	68.351	7.065	7.095	+30
81.147	10.977	11.026	+49	77.211	6.419	6.456	+37
91.170	10.038	10.086	+48	84.843	5.724	5.759	+35
95.799	9.499	9.542	+43	91.575	5.010	5.032	+22
104.223	8.335	8.368	+33	97.611	4.295	4.319	+24
108.011	7.728	7.759	+31	103.099	3.588	3.627	+39
114.773	6.506	6.539	+33	108.137	2.905	2.941	+36
117.770	5.903	5.938	+35	112.811	2.249	2.282	+33
123.065	4.736	4.765	+29	117.196	1.629	1.673	+44
125.393	4.180	4.207	+27	121.364	1.057	1.113	+56
129.481	3.133	3.161	+28	125.398	0.544	0.603	+59
131.266	2.647	2.681	+34	129.421	0.109	0.153	+44
135.717	1.364	1.423	+59	134.837	-0.294	-0.221	+73
139.999	0.677	0.743	+66	139.999	0.000	0.104	+104

製作した模型の翼弦長は140mmであり、測定部高さ360mmに比して大きく ( $c/H=0.389$ ) 壁干渉の影響は非常に大きいと予想されるがレイノルズ数を大きくすることおよび模型の加工の容易さ等からこの弦長を採用した。

測定点は上面12点、下面は薄翼模型では測定せず厚翼模型では2点のみである。

圧力変換器は抽気室内に必要な個数を設置した。配管系の圧力伝達おくれについては3.2節で述べた。

これらの翼型については航技研 2m × 2m 遷音速風洞でも試験されており (レイノルズ数は  $4.8 \sim 5.3 \times 10^6$ ,

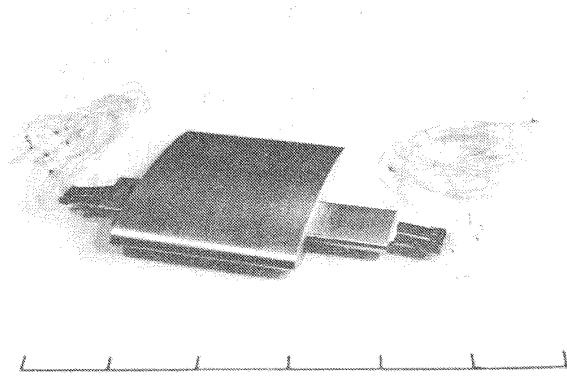


図17 二次元翼型模型 (NAL7069-14, スケールは1目盛5cm)

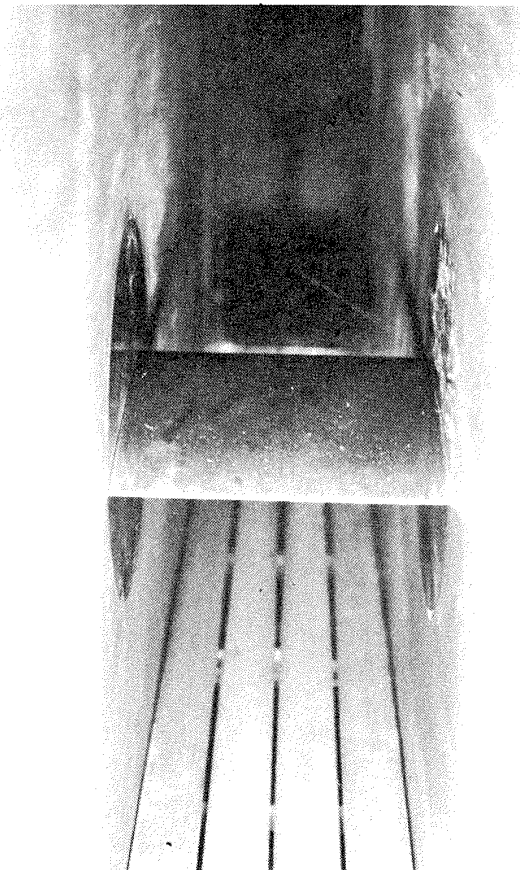


図18 模型取付状態 (気流方向: 紙面垂直, 手前へ)

$c = 400\text{mm}$ ,  $c/H = 0.2$ ), その結果 (以下 TWT 試験結果と略称する) とも比較, 対照した。

### 5.3 圧力分布測定結果

図19, 図20に NAL7523-10, NAL7069-14 各翼型模型の圧力分布測定結果を TWT 試験結果と比較しながらそれぞれ示す。図19は5msec毎に11点取ったデータの平均値であり, 図20は1.28msec毎に12点取ったデータの平均値である。

総合的に言って TWT 試験結果とルートピーク管試験結果は両模型について一致しており, 主要な実験条件の違い, すなわち, レイノルズ数の違いと模型の大きさ ( $c/H$ ) の違いによる顕著な影響は見当たらない。以下では理論値との比較, 衝撃波位置の検討, その他実験条件の違いの影響等について述べる。

#### 5.3.1 理論値との比較

図21(a), (b)に理論値との比較を示す。理論値と実験値のマッハ数, 迎角等の条件が異なるのは, 理論値は完全な自由流かつポテンシャル流にもとづくものであり, 実験値は風洞壁もあり, かつ粘性の影響も含んでいるからであり, 理論値と同じ圧力分布を示すマッハ数, 迎角の

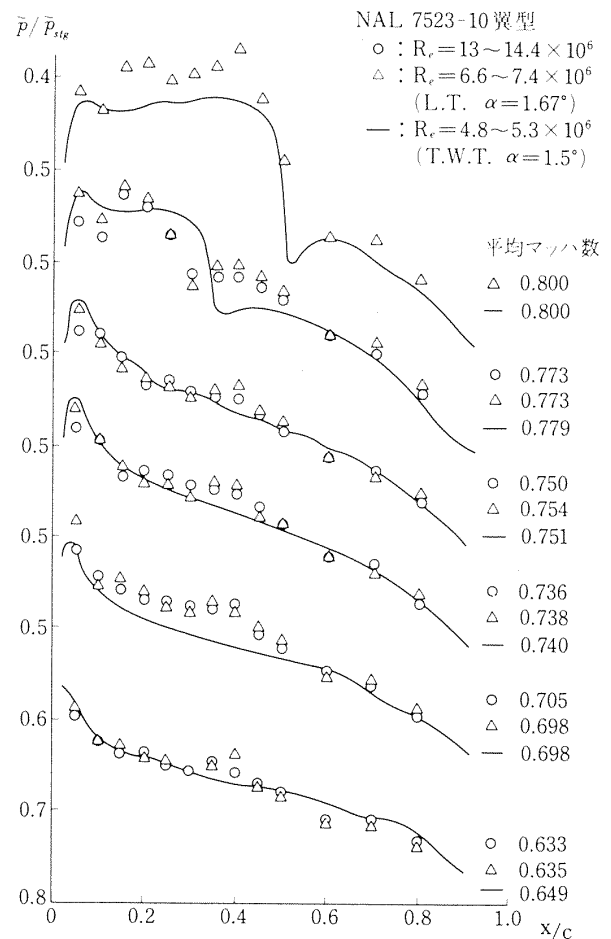


図19 NAL7523-10 翼型の圧力分布測定結果



値は通常異なる。ここでは理論値の示すようなショック・フリーの圧力分布が実験で得られるかを問題とする。図21(a)に示される薄翼模型の実験結果は理論値の正当性を示し、いわゆるショックフリーの状態が観察される。この場合は揚力係数が小さく、境界層、風胴壁等の影響が少ないことが理論値、実験値の一致性に大いに貢献している。

一方、揚力係数の大きい厚翼模型の場合は図21(b)に示される。この図は、いくつかの実験結果から理論値を支持しそうな結果を探し得たもので、実験結果では衝撃波が存在し理論値が示すようなショックフリー状態についての実験結果は TWT においてもルートピーク管においても得られなかった。

5.3.2 衝撃波位置

翼面上の衝撃波の位置は圧力分布試験結果から圧力の急変部分でおおよその場所を容易に認識できる。ルートピーク管では先に示した図7のように実験中に衝撃波が移動する場合があります、平均化によって衝撃波の位置がややあいまいになる場合がある。図19の  $M = 0.773$  におけるプロットはその代表的な場合である。各点は 50msec

間の11個のデータの平均値であるが始めと終りのデータのみを示すと図22のようになる。50msec の間に衝撃波は連続的に下流へ移動し、それを平均化したため図19に示されるように衝撃波部分の急峻さが失なわれている。

衝撃波が移動する様子を明確に表わすため、低超音速領域における圧力比  $P/P_{stg} = 0.48$  となる点が衝撃波位置と仮定して、その点を実験結果から内挿して求め、移動状況を示すと図23となる。

図23から薄翼模型の試験(図23上段)では、実験中の50msec 間に0.1c 程度衝撃波位置が下流へ移る。この翼型に対する TWT 試験結果を用いると、上記の0.1c の移動はマッハ数0.773 近傍では0.0125のマッハ数上昇を意味し、スロート~測定断面積比 ( $A^*/A_2$ ) で0.57% の増加に相当する。このような実験中におけるマッハ数の変化はすでに4.2.3 項で説明した。

一方、厚翼模型に対する40msec 間の試験結果(図23中段)からでは衝撃波位置の移動は少なく、図示した時間の後半部では翼上面の気流は定常状態に達していると言える。

更に、薄翼模型でも亜音速状態のある点、例えば  $P/$

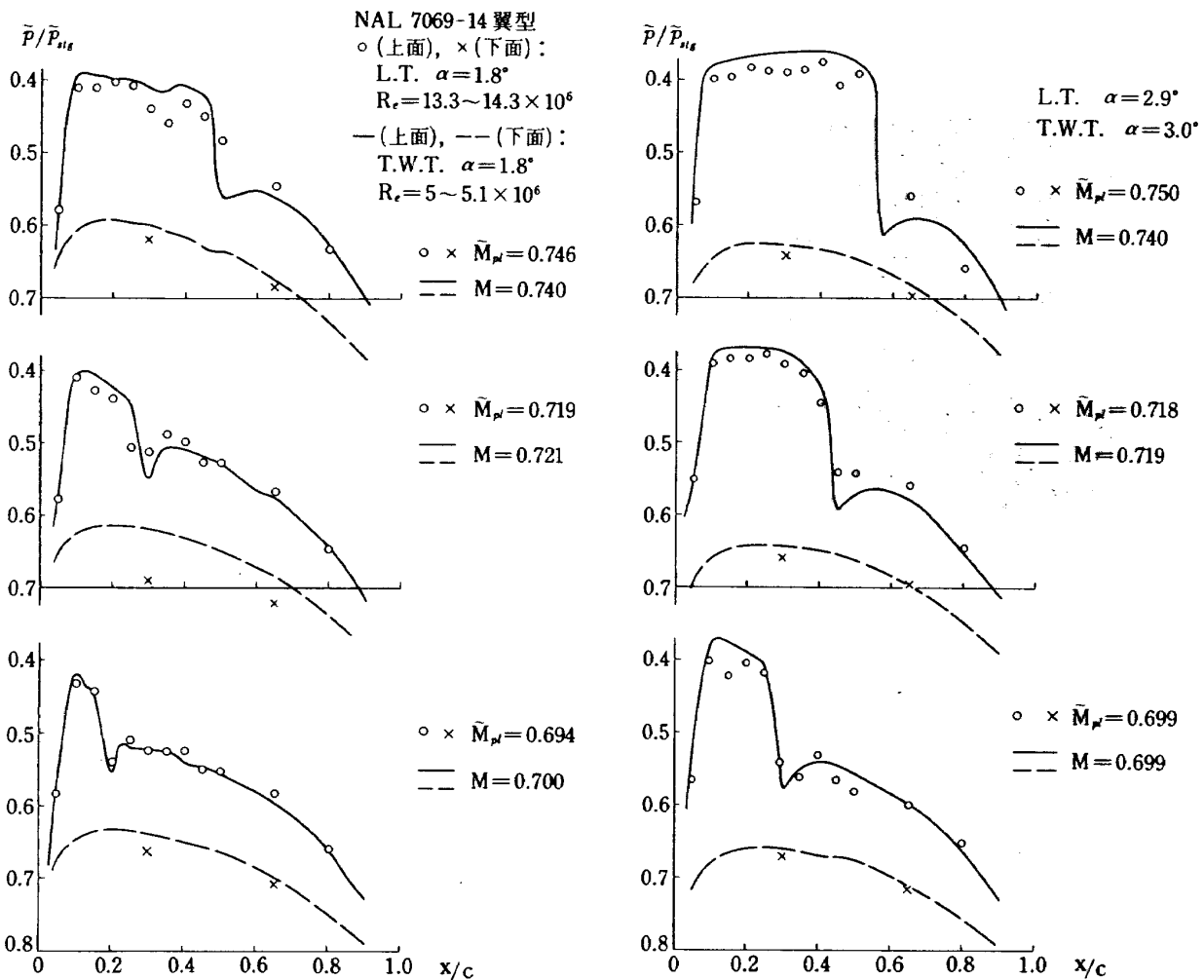


図20 NAL7069-14 翼型の圧力分布測定結果

$P_{stg} = 0.61$  を示す位置の移動状況を調べると図23下段のようになり、実験中の移動はなく、流れは実用的には定常であったと言える。これらのことから次のように考える。

主流のマッハ数 0.6 ~ 0.8 付近では図14から見られるように実験中のマッハ数変化はばらつきはあるが小さく、気流は安定しているが、模型上の瀬撃波の位置はそれが落ち着く迄に若干の時間を要すること、その時間はこのようなルートピーク管の定常状態持続時間と同程度の場合があること等である。

$P/P_{stg} = 0.48$  を示す位置 ( $x_s$ ) についてルートピー

ク管と TWT 試験結果との比較を図24に示す。ルートピーク管の結果はすべて実験時間 (薄翼模型では 50 msec, 厚翼模型では 12 msec) における平均値であり、衝撃波位置についてそれ程大きな差はこの図からは見られない。

5.3.3 その他の相違点

2種の翼型についての遷音速風洞, ルートピーク管における圧力分布測定結果についてその他の相違点を示すと次のようになる。

(1) 薄翼模型では図19からわかるように  $x/c = 0.4$  付近でルートピーク管試験結果の方が圧力が低い。これは全データに共通して言え、模型製作上の誤差によるもの

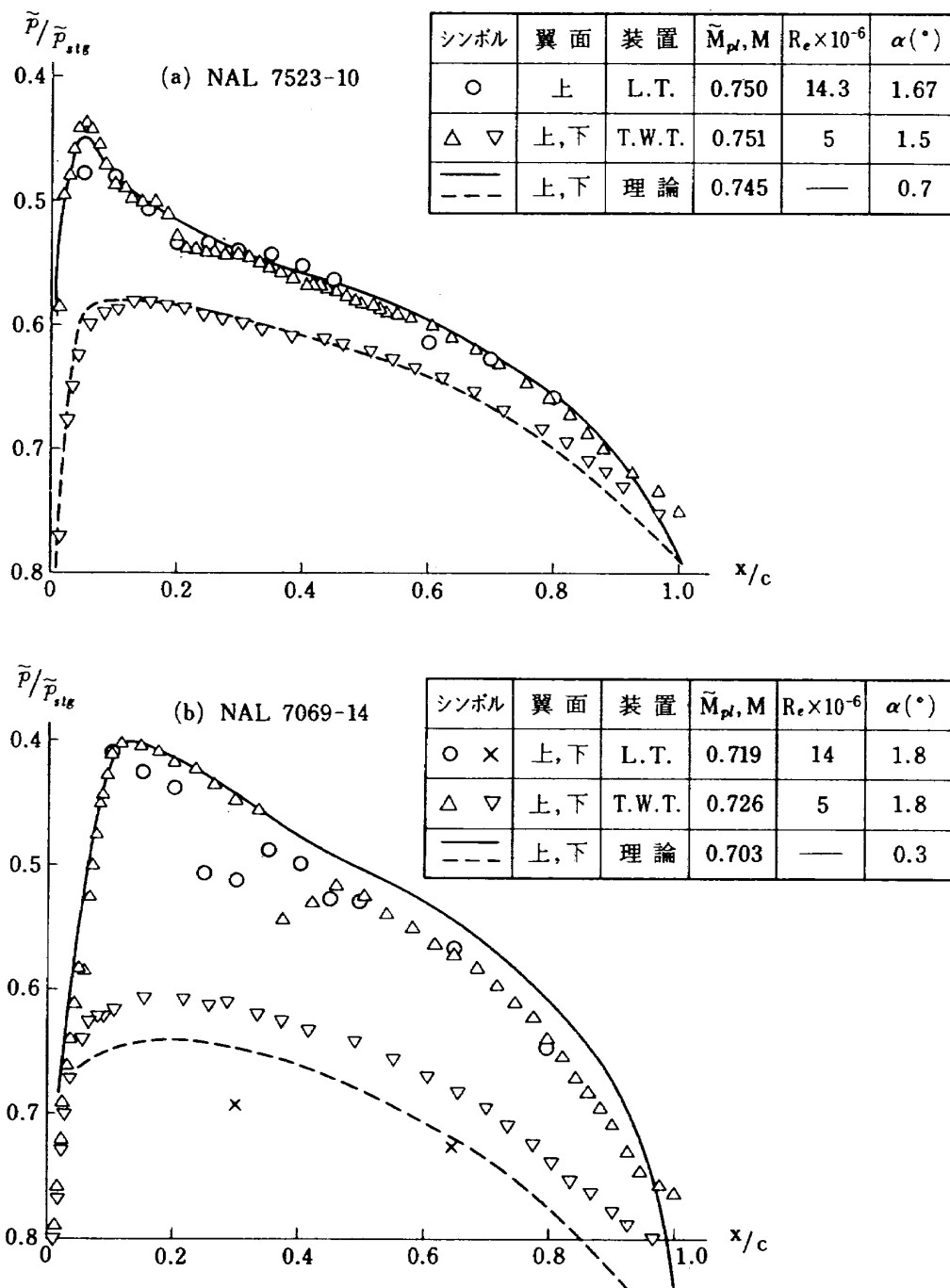


図21 理論値との比較

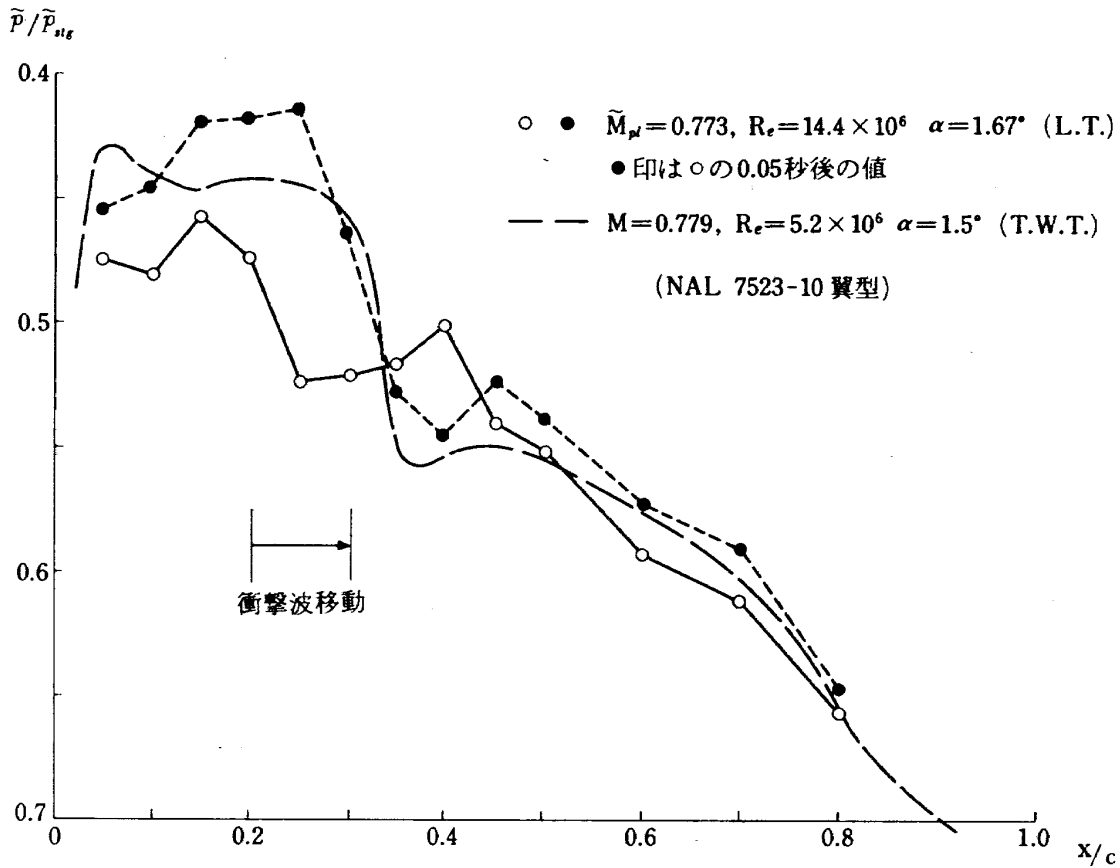


図22 測定開始と終了時の圧力分布

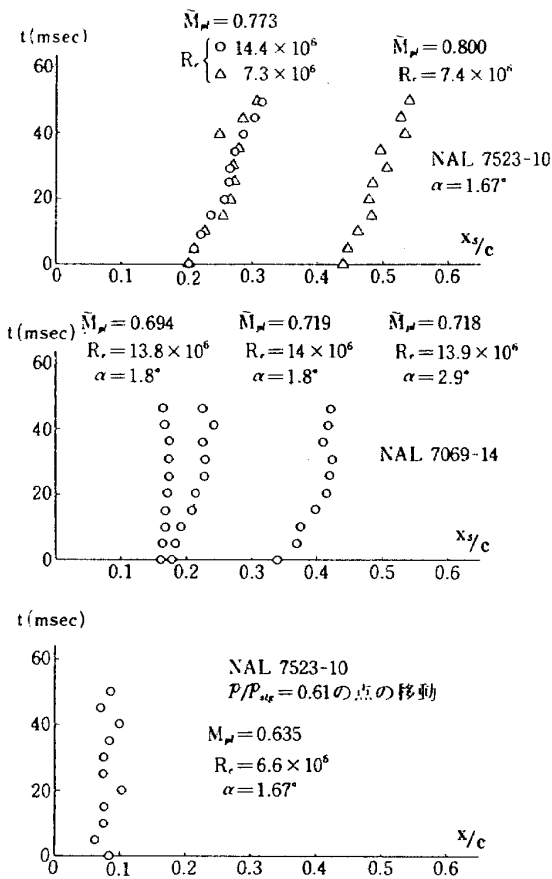


図23 衝撃波の移動状況

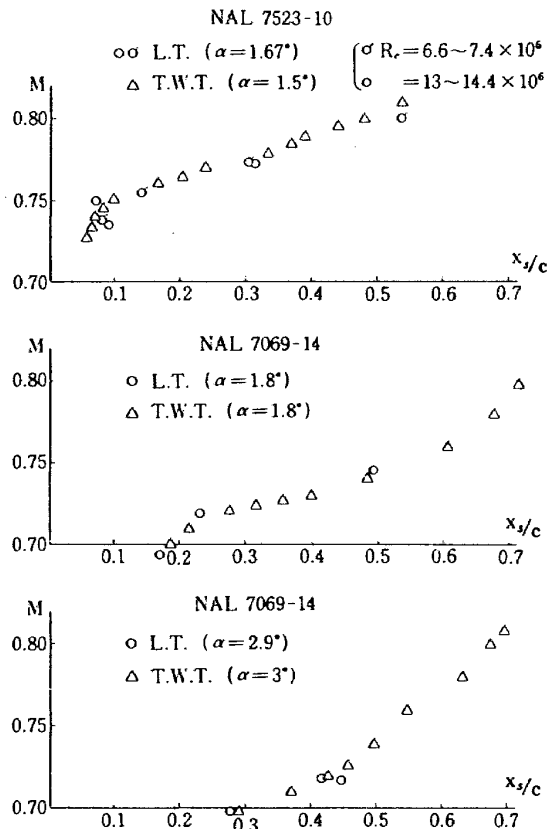


図24 衝撃波位置の比較

と推定される。

(ロ) 厚翼模型では衝撃波のすぐ下流側で再加速の現象が見られるが(たとえば図20,  $\tilde{M}_{pt} = 0.719$  の場合), ルートピーク管の試験結果の方が再加速の程度が小さい。これはレイノルズ数の違いによるものと推定される。遷音速風洞試験のほぼ3倍のレイノルズ数でルートピーク管での試験は行なわれており, それだけ衝撃波下流側の境界層も厚く, 再加速が余り行なわれていない。これらの詳細を調べることは高レイノルズ数試験の一つの課題であり, より精密な実験を必要とする。

## 6. ルートピーク管を使用する際の問題点

ルートピーク管の一般的な長所, 短所は文献<sup>18)</sup>に記載されており, ここでは, 今回の特性試験, 翼型試験を通じて得た, 主として一般的な短所からくる制約を考えて見る。主要項目は次のようになる。

1. 実験時間の短さ
2. 高圧空気を使用するための容器の構造, 強度および模型強度
3. 破膜機構
4. 気流の性質。

これらは独立に問題となる場合もあるが, 多くは他の問題点とからみ合って, 時には実験に支障をもたらすものであり, 以下順次検討する。

まず, 実験時間の短さによる制約のため, 圧力分布の測定において通常用いられるスキュニバルブ方式が使用困難であり, 変換器を多数用意する最も原始的な方法に頼らざるを得なかった。このため, 経費の面から多チャンネルにすることが困難となり, 圧力分布から揚力係数を求めるとか, 後流測定による抗力係数の測定などに十分な測定点の数を取得することができなかった。これは逆に考えるとチャンネル数がそれ程多くなければ特に問題は生じないということでもあり, 二次元翼型試験のように圧力分布測定にウエイトがある場合よりも三次元模型試験における6分力測定等の方が短時間試験に適しているとも言える。二次元翼型の試験でも, 3分力天秤を用いて, 揚力, 抗力, 縦揺れモーメントの測定等のみを行なう場合は問題はすくない。ただ, 短時間実験であることからくる一般的な測定器への制限および実験条件変更の際の労力, そのための所要時間<sup>18)</sup>などからくる実験データの生産性の悪さは常に付随する。

次に高圧空気を使用することからくる制約を考える。これは管強度および模型の強度上の問題にわかれる。第一にルートピーク管が頑丈なものとなり, 模型交換, 迎角変化, マッハ数変更, 膜交換等の作業困難をもたらす。

従ってこれらの作業はできるだけ管外部から機械化された操作でできるようにすることが望ましく, そのための経費は不可欠のものとする。このような機械化は上にのべた実験データの生産性の悪さを補う働きもし, 極めて必要な事項と言える。管の強度上の制約はまた観測窓の設置にも影響を与える。120mm × 360mm ルートピーク管ではガラス窓はなく, 光学観測は不可能であるが, ある程度の経費をかければ窓の設置は1000~1500 kPa程度の内圧では問題はない。

次に, 模型の強度上の制約は高圧空気を使用することによる試験時の動圧の大きさに起因する。今回の試験での最高動圧は181 kPa (1.85 kg/cm<sup>2</sup>)であった。揚力係数は設計値0.69を用いると模型つけ根部の応力は66.2 MPa (6.75 kg/mm<sup>2</sup>)で特に問題はない。しかし, より大きい動圧, 揚力係数での試験でかつ横型の支持法が二次元翼の場合のような両端固定でなく片端のみで支持する方式では非常に重要な問題となってくる。

第3の制約は破膜機構である。今回は航技研ガンタンネルで使用されている二重膜方式を用いた。破膜機構または急開弁はルートピーク管の起動を確実に行なわせるため最も重要な機能部である。ここでの問題は図3で示されるように中間圧力の設定であるが, 初期のトラブルを除いてはこの点に関しては問題ない。問題は試験時の破膜による破片の飛散, 膜交換の作業であり, ダンプタンクの設置, 交換作業の機械化または急開弁の開発等によって解決できる。ただ, 大型ルートピーク管用の破膜機構または急開弁は, 動作の確実さ, 急開性等多くの問題を持っている。

最後に気流の性質について考える。測定誤差もあるが実験結果から見て完全な定常状態が得られない。実験中のよどみ点圧力変化は4%程度で大きな問題はないが今回の場合マッハ数が $M > 0.9$ の範囲では実験中のマッハ数変化が大きく, この領域での実験は困難である。これはもちろん管構造によるものでよりよい設計, 実験の積重ねによって改善できる。以上を要約すると定常性, 実験時間の短かさ等から非常に精密さを要求する実験には不適當であろうが, 装置製作の簡単さから手軽な試験装置としては有用である。

これらをまとめて表IVに示す。

表Ⅳ ルートピーク管の問題点と解決案

制 約 項 目	制約によって生じうる問題	解 決 策
実 験 時 間 の 短 か さ	圧力分布測定困難	短時間圧力分布測定法確立
	計測装置への制限	力測定への利用
	実験データの生産性低下	測定法の改良
	物理現象への応答不完全	
構 造, 強 度	装置取扱不便	各部分の機械化, 自動化
	観測窓の設置	設計改善, 材料選択
	模型の強度, 加工性	支持法の改善
破 膜 機 構	危 険 性	ダンプタンク設置
	起動の確実さ	急開弁など適当な破膜機構
気 流 の 定 常 性	精 密 測 定	設計, 実験の積み重ね

## 7. むすび

(1) 航技研 120mm × 360mm ルートピーク管の特性試験を行なった。試験内容はよどみ点圧力の時間的変化, 接続筒(集合胴)断面内の風速分布, 測定部マッハ数の設定範囲, 抽気室圧力と測定部壁圧の関係, 測定部気流の二次元性, 測定部マッハ数の時間的変化, 定常状態持続時間等に関する項目である。マッハ数の設定範囲, 定常状態持続時間等 ( $M < 0.9$ ) について所定の性能を得た。また, その他の試験項目についても測定部マッハ数 0.9 以下では殆ど問題はなかったが, 抽気量が大きく, 測定部マッハ数を 0.9 以上に設定する場合はマッハ数の定常性が失われ, このマッハ数範囲の試験を行なうには適当な改造が必要であることがわかった。

(2) 航技研で開発したショックフリーの薄翼, 厚翼の圧力分布を高超音速で測定した。薄翼模型については他風胴での実験結果に一致する上面圧力分布を得た(5.3.1項参照)。これは理論値の示すショックフリー状態が実際に得られることを示す。厚翼模型については他風胴との実験結果との一致性は良いが理論値の示すショックフリー状態は得られなかった。

(3) 翼型試験の際, 実験中に翼面上の衝撃波の移動が観測された。その理由は物理現象の応答性, 例えば衝撃波~境界層干渉の主流マッハ数変化に対する応答性または測定部マッハ数の定常性の影響等が考えられる。

(4) 今回の試験を通じて今後ルートピーク管を使用した実験を行なう際の一般的な問題点を列挙し, その解決指針を示した。

最後に, 今回の試験は大型低速風胴の試験業務のあいまをぬいながら, また乾燥空気製造設備の点検期間を避けながら4年間の年月を費した。この間, 多くの方々の

御協力を得たが特に前空気力学第2部長重見孝氏の激励, 大型低速風胴の元制御室長広岡貫一氏の設計, 現制御室長戸田亘洋氏, 主任研究官海老沼幸成氏の御支援をはじめ, 前研究員吉田典生氏(現, 東京都職員), 遷音速制御研究室の研究員馬場滋夫氏, 細江信幸氏, 遷音速機研究室研究員白井正孝氏, 大型低速風胴計測研究室研究員室田勝一氏の御助力および TWT 試験結果を提供された主任研究官高梨進氏, 遷音速風胴計測研究室研究員鈴木弘一氏に深く感謝致します。

## 文 献

- 1) A. J. Cable and R. N. Cox; The Ludwig Pressure Tube Supersonic Wind Tunnel, The Aero. Quart. Vol. 14, Part 2 (1963/5).
- 2) J. D. Whitfield, et al; High Reynolds Number Transonic Wind Tunnels Blowdown or Ludwig Tube?, AGARD CP 83-71 (1971).
- 3) 高島一明; ルートピーク管について, 航空宇宙学会誌, 20巻, 220号, (1972/5).
- 4) L. W. McKinney and R. R. Howell; The Characteristics of the Planned National Transonic Facility, Proc. AIAA 9th Aero. Testing Conf., Arlington (1976).
- 5) R. R. Howell and W. McKinney; The US 2.5 meter Cryogenic High Reynolds Number Transonic Tunnel, ICAS Paper No. 76-04 (1976).
- 6) L. H. Ohman and D. Brown; The NAE High Reynolds Number 15 in. x 60 in. Two-Dimensional Test Facility, NAE, LTR-HA-4 (1970/9).
- 7) 速藤浩; 航技研二次元風胴について, 航空宇宙学会誌, 26巻, 299号, (1978/12).
- 8) 高梨進; 翼型を過ぎる遷音速ポテンシャル流の厳密

- 解法, 航技研報告 TR-383, (1974/8)。
- 9) T. Shigemi; Research on the Transonic Aerofoil Sections at the National Aerospace Laboratory, Japan, ICAS Paper No. 74-12 (1974).
  - 10) B. Thwaites; On the Design of Contractions for Wind Tunnels, ARC R. & M. 2278 (1946/3).
  - 11) J. W. Davis and H. S. Gwin; Feasibility Studies of a Short Duration High Reynolds Number Tube Wind Tunnel, NASA TM X-53571 (1968).
  - 12) 和田勇, 曾我国男, 井上安敏; 航技研ガンタンネルの構造と特性およびその応用, 航技研報告 TR-556, (1978/12)。
  - 13) A. R. Sinclair and A. W. Robins; A Method for the Determination of the Time Lag in Pressure measuring Systems incorporating Capillaries, NACA TN 2793 (1952/9).
  - 14) 青木竹夫, 波木井潔, 鈴木弘一; 短時間での圧力分布測定, 航技研ニュースNo. 221, (1977/10)。
  - 15) 桑野尚明, 星野秀雄, 室田勝一; 大型低速風洞データ処理システムについて I, 航技研資料 TM-345, (1978/3)。
  - 16) 伊藤忠他; 航技研報告発表予定。
  - 17) 高島一明, 波木井潔, 青木竹夫; 遷音速ルートピーク管の特性について, 航技研報告 TR-441, (1976/1)。
  - 18) 高島一明; ルートピーク管を使用した実験について, 航空宇宙学会誌 25 巻, 286 号, (1977/11)。

---

## 航空宇宙技術研究所資料 383号

昭和54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町1880  
電話武蔵野三鷹(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

---

