- 13) CREEL, Jr., T.R.: A Device for Rapid Determination of Thermophysical Properties of Phase-Change Wind-Tunnel Models. NASA TM X-3421, (1976).
- 14) 小川敏一, 野口義男. 強化プラスチックの熱的物性値について (輻射加熱による測定). 航技研報告 TR-150, (1968).
- 15) 河野長正, 久保田弘敏, 水野洗, 井上育三: スタイキヤスト模型製法. 航技研ニュース, No. 211, (1976).
- 16) DEJARNETTE, F.R. and HAMILTON, H.H.: Inviscid Surface Streamlines and Heat Transfer on Shuttle-Type Configurations. AIAA Paper No. 72-703, (1972).
- 17) DEJARNETTE, F.R. and HAMILTON, H.H.: Aerodynamic Heating on 3-D Bodies Including the Effect of Entropy-Layer Swallowing. AIAA Paper No. 74-602, (1974).
- 18) MASEK, R.V.: Boundary Layer Transition on Lifting Entry Vehicle Configurations at High Angle-of-Attack. NASA TM X-52876, Vol. 1, (1970), pp. 445-462.
- 19) STONE, D.R.; HARRIS, J.R., THROCKMORTON, D.A. and HELMS, V.T.: Factors Affecting Phase-Change Paint Heat-Transfer Data Reduction with Emphasis on Wall Temperatures Approaching Adiabatic Conditions. AIAA Paper No. 72-1030, (1972).

ルートピーク管を使用した実験について*

高 島 一 明**

1. はじめに

1955年にLUDWIGによってルートピーク管が提唱されて以来¹⁾, 10年あまりはそれほど話題にならなかった。しかし, 1960年代後半から, 大型機の飛行レイノルズ数と同じ程度の高レイノルズ数試験の必要性が話題となり始めた。これまで, 航空機は高速化, 大型化がどんどん進んだにもかかわらず, 飛行状態を相似する風洞には何らの改善策を行なわなかったため, 飛行実験データと風洞試験結果にかなりの差があるような場合が生じたからである²⁾。高レイノルズ数試験の実現手段としては種々の案が考えられたが³⁾, いずれの案でも, 風洞内圧を高くする必要がある。その際, 高压容器としてルートピーク管は非常にふさわしい形状をしており, また気流の駆動, 制御機構が極めて簡単であることから, 高レイノルズ数試験設備の有力な候補として注目されるようになった⁴⁾。ルートピーク管は起動プロセスを別にすれば, 実験時間の短い, 簡易構造の吹出式風洞であるから, 巨大設備による高レイノルズ数試験とは別に, その特徴に応じた使用方法が考えられよう。ここでは, ルートピーク管の特徴, 流れの性質等を述べた後, 風洞としての役割を検討する。

2. ルートピーク管の原理と特徴^{5,6)}

ルートピーク管は第1図のような形状で, 長い管内に圧縮空気を貯蔵する。長い管の一端は閉じ, 他端側には通常の風洞と同じように縮流筒, 測定部, 拡散筒

(なくてもよい)等と急開弁がある。測定部上流に調圧弁, 送風機等はない。弁を急開すると膨張波が上流に進み, 一定断面の貯気筒に入り, さらに上流へ進む。貯気筒内の膨張波の強さは, 貯気筒内の質量流量がスロート部の質量流量に等しいという条件で得られ, 摩擦がなければ一定の強さと急峻さを持って上流へ進む。膨張波の下流側では定常状態 (一定マッハ数, 一定圧力, 一定温度) が得られる。この状態は膨張波が貯気筒閉端で反射して帰ってくるまで持続する。反射してきた膨張波はスロート部で再び反射されて上流へ走り, その膨張波通過後は初めに得られたのとは別の新しい定常状態が得られる。かようにして管内の状態は段階的に変化していく。管外の圧力に対する貯気圧力の比をある程度大きくしておけば, スロート～測定部の形状を適当に選ぶことにより, 容易に亜音速～超音速の流れを測定部に得ることができる。通常の試験では初めに得られる定常状態のみを利用する。この定常状態の持続時間は, 貯気筒内を膨張波が往復する時間で定まるから, 近似的に次式で与えられる。

$$t = \frac{L}{a_1} \cdot \frac{2}{1 + M_1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{(\gamma + 1)/(2(\gamma - 1))}$$

a_1 : 貯気状態の音速, L : 貯気筒長さ, M_1 : 膨張波下流側の貯気筒マッハ数, t : 定常状態持続時間。

したがって実験に使用できる時間は, 10～20mの貯気筒長さならば, ほぼ0.05～0.1秒となり, 衝撃波管と比べてかなり大きいのが通常の吹出式風洞に比べて極端に小さく, 実験中に迎角を変えろとか, プローベを

第1図 ルートピーク管外形図

* 昭和52年4月6日第8回年会講演会, 空気力学実験の新しい手法シンポジウムで講演。

昭和52年9月16日原稿受理。On the Experiments Using Ludwig Tubes.

** 航空宇宙技術研究所 Kazuaki TAKASHIMA

第2図 ルートピーク管での圧力変化

トラバースするようなことはできない。実験に使用できる時間が短いことは風洞として欠点ではあるが、定常状態をより長く維持するための人為的な方法も試みられていて後で述べる。

膨張波通過後の定常な領域のよどみ点状態は次式で与えられる。

$$\frac{T_{11g}}{T_1} = \frac{1 + (\gamma - 1)M_1^2/2}{1 + (\gamma - 1)M_1^2/2}$$

$$\frac{P_{11g}}{P_1} = \left[\frac{1 + (\gamma - 1)M_1^2/2}{1 + (\gamma - 1)M_1^2/2} \right]^{1/(\gamma - 1)}$$

T_1, T_{11g} : 貯気状態およびよどみ点状態の温度

P_1, P_{11g} : 貯気状態およびよどみ点状態の圧力。

よどみ点温度、よどみ点圧力とも貯気温度、貯気圧力と異なり、よどみ点温度は貯気温度より0~15%低く、よどみ点圧力はそれ以上貯気圧力より低くなる。例えば、 $M_1=0.2$ でよどみ点圧力は貯気圧力の78%である。通常、この圧力は大気圧より高いから、管内の空気を大気に放出するような型式のルートピーク管では、大きなエネルギー損失がある。さらに、最初に定常状態が終了した後でも、次の定常状態が段階的に得られ、高圧の気体の流出が続くような(第2図参照)装置では一層のエネルギー損失となる。これは貯気筒のマッハ数と関係があり、第2図に示される段階的な定常状態の数は貯気筒マッハ数が小さいほど多い。結局、ルートピーク管の主な特徴として、

- (1) 簡単な構造であり、装置自身のトラブルは少なく、信頼性が高い。
- (2) 測定部のマッハ数に無関係に駆動できる(測定部マッハ数12というのがある)。
- (3) 実験に使用できる時間は巨大設備の場合を除いて $10^{-2} \sim 10^{-1}$ 秒。
- (4) エネルギーの損失は比較的大きい。

3. ルートピーク管内の流れ

3.1 貯気筒内の流れ 膨張波通過後、定常状態が

第3図 よどみ点圧力の変化

得られるが、境界層が発達している状態で完全に定常状態であるとは言えない。これは、吹出式風洞で使用する人為的な調圧装置の制御精度に対応するものと言えよう。貯気筒内の境界層の発達についてはいくつかの計算があり⁷⁻⁹⁾、また、実験結果も多い¹⁰⁻¹²⁾。境界層発達はルートピーク管にとって最も重要な問題の一つであり、測定部の flow quality に2つの強い影響を与える。まず壁との摩擦による損失からよどみ点圧力が時間とともに減少する。この減少程度はほぼ時間の4/5乗に比例し、貯気筒のアスペクト比(長さ/直径)がよほど大きくないかぎり1~3%にとどまる。第3図はアスペクト比95.6の場合で、起動後0.02秒から0.06秒間のよどみ点圧力の減少程度を示す¹³⁾。実験値はBECKERの理論より小さめにでている。BECKERの理論は平板上の膨張波通過後の境界層発達に関するものであり、膨張波内部での境界層の発達と、集中化された幅のない膨張波が通過した領域の境界層の発達とをそれぞれ別々に求め、幅のある膨張波の最後部で同じ境界層厚さであるという接続条件を用いて計算するものである。この計算結果はルートピーク管におけるいくつかの実験結果に比べて薄い境界層厚さを与えることが示されている¹⁴⁾。

次に貯気筒断面内の速度分布が測定部断面内の速度分布にどのような影響を与えるかという問題がある。

定常状態の終わりごろでは貯気筒内の境界層の縁は管軸中心に達した完全な管内流と仮定し、また縮流筒での膨張は各流線に沿ってよどみ点圧力一定で行なわれるとして、測定部断面内の速度分布を求めると第4図が例えば得られる。この計算例は巨大ルートピーク管に関するものであり、貯気筒内の速度分布は11乗則に従うと仮定してある。貯気筒マッハ数0.2では、平均風速の $\pm 0.5\%$ に入る測定部流の範囲は92%である。この例からわかるように、実験条件によっても異なるが貯気筒内速度分布が測定部内速度分布に与える影響は小さい¹⁴⁾。

3.2 貯気筒マッハ数の選択 ルートピーク管の通常使用時の貯気筒マッハ数 M_1 は重要で、種々の点でそのルートピーク管の性能の指標となることが多い。膨張波の強さは M_1 が小さいと γM_1 で近似でき、また、前節でのべた境界層の発達も貯気筒マッハ数に強く依存する。貯気筒マッハ数が高いほど“定常状態”中のよどみ点圧力の減少は大きく、この意味では貯気筒マッハ数を小さくするように選んだ装置が良い。一方、さきに述べたエネルギー損失の点では逆の結果となる。貯気筒マッハ数が小さいと、最初の定常状態が終了した後、何らかの方法で空気の流出を急に遮断しないかぎり、貯蔵した空気の大部分を無駄に放出することになり、実験に使用された空気はごく一部分である。この観点では貯気筒マッハ数を大きくとる方が有

第4図 貯気筒速度分布の影響 (文献14) より)

利であり、簡単な解析も示される¹³⁾。

ヨーロッパの大超音速風洞の計画では当初 $M_1=0.3$ を設計点に選んでいたが、その後、境界層の影響を考慮して $M_1=0.2$ を設計点としている。貯気筒の長さ、管内各部の形状、使用目的等によって貯気筒マッハ数を如何に選ぶかは決まってくるが、巨大設備のようにエネルギー、構造が問題になる場合は $M_1=0.2$ 付近を、実験室のようにエネルギー損失がそれほど重要でなく、太い貯気筒を容易に得られる場合は定常性を良くする意味で $M_1 < 0.1$ と選ぶのが適当であろう。

3.3 測定部流れの定常性 測定部流れの定常性について、AEDC では時間的変化は観測されなかったと報告しているが¹⁵⁾、航技研の 120×360 mm 超音速ルートピーク管での試験では0.05秒間の実験中に第5図に示すようなマッハ数変化が観測された¹⁶⁾。これは抽気室圧力から求めたマッハ数をプロットしたものであるが、主流のマッハ数も時間的に変化していたことが認められる。第6図にそれを示す。第6図は二次元翼上面の圧力分布測定結果であり、二種のレイノルズ数について“定常状態”の初めと終わりの時点でそれぞれの場合の圧力分布を示している。その間の時間差0.05秒間に衝撃波位置は0.1翼弦長程度後退していることがわかる。この後退は時間に対し連続的であって、0.0125のマッハ数上昇に相当することがこの翼型 (NAL 7523-10, ホドグラフ法で求めたショック・フリー翼¹⁶⁾) についての別の風洞試験結果から示される。このマッハ数上昇はスロート～測定部の断面積比 (A^*/A) では0.57%の増加に相当する。

3.4 超音速測定部について 超音速試験用の測定部では通気性のある壁が用いられ、その周囲に抽気室を置くのが普通である。ルートピーク管ではあまり大きな抽気室を用いると起動時間が長くなり、不適当で

第5図 超音速ルートピーク管測定部におけるマッハ数の時間的変化例

第6図 二次元翼上面圧力分布の時間的变化例

第7図 測定部静圧、抽気室圧力から求めたマッハ数の比較

ある。抽気室の大小による測定部流れへの影響は重要な問題であるがここでは省略する。

抽気室の圧力から求めた測定部マッハ数と、直接、測定部の圧力から求めたマッハ数とでは若干異なり、第7図の結果が得られた。これは航技研の100φ 遷音速ルートピーク管によるものであるが AEDC の結果とはマッハ数間の大小が逆の傾向となっている。この原因は多孔壁の穴の角度 (AEDC は60°斜孔壁、航技研は垂直孔壁)、抽気室の大きさの影響が考えられる。測定部内のマッハ数分布も測定したが一様な結果が得られ、短時間風洞として問題があるかも知れない非定常性の効果は見られなかった^{11,13)}。

3.5 流れの乱れ 3.1から類推できるがルートピーク管の特徴の一つとして測定部の flow quality が通風時間に依存することがあげられる。すでに述べたように、測定部上流は長い管のみで、ファン、弁等がないから流れの乱れは小さいと予想される。したがって通風開始時には特別な乱れ軽減装置を貯気筒内に必要としない。しかし、定常状態終了直前ごろでは貯気筒内

の乱流境界層の縁が管軸中心に達する場合があります。測定部での流れの乱れは大きく、ハニカムのような乱れ軽減装置を貯気筒内に置く方がよいと言われる¹⁷⁾。また、従来の型式の風洞では集合胴～測定部間の縮流比を大きくとることができ、0.05% 程度の乱れレベルを測定部に得ることもできるが、巨大ルートピーク管の場合はそのような縮流比は建設費の面から問題であり、測定部の乱れレベルに与える縮流比の影響の詳細な検討が必要となる¹⁸⁾。

遷音速測定部の場合にはさらに事情が複雑になる。乱れの主要な原因として、多孔壁部の孔または溝の部分の共振 (wall hole tunnel resonance tone) および多孔壁を通るジェット気流によるノイズ等が加わるからである¹⁹⁾。

3.6 起動時の状態変化 ルートピーク管の起動は破膜または弁の急開で始まり、定常状態が得られるまでに若干の時間一起動時間を必要とする。起動時間に影響を与えるのは弁の位置および急開性、管の内部形状等であり、遷音速測定部のように周囲に抽気室があれば起動時間は長くなる。この場合、できるだけ早く定常状態を得るために抽気室圧力の積極的な制御が考えられ、試みられている⁴⁾。

起動時には衝撃波の発生の有無²⁰⁾、波の反射、干涉等の興味ある現象がおこる。一例として、亜音速ルートピーク管の測定部でおこる状態変化を、特性曲線法を用いた数値解析で求めた結果を第8図に示す²¹⁾。

第8図で管の内部形状は右下に示され、貯気筒、測定部、スロートの断面積比は19.01:4:1である。右上の $x \sim t$ 線図は起動時の波の通過、反射の様子の一部を示す。測定部のほぼ中央位置 $x/L=0.964$ の点で圧力、速度を計算し、時間をパラメータにしてプロットすると左上の $p \sim u$ 線図が得られる。 $p \sim u$ 線図に

第8図 亜音速ルートピーク管における起動時の状態変化

第9図 超音速ルートピーク管における起動時の状態変化

示されるように、初め左進した膨張波によって非定常的膨張がおり、次にその波が測定部上流の面積変化部で反射して、右進圧縮波 ($\overleftarrow{CW}$) として測定部に達するため、測定部では速度が増加しながら圧力も上昇する ($\tau=0.06\sim0.1$ の範囲、図中の添字数字は τ の100 倍値)。次にこの圧縮波がスロートで反射されて帰ってきて ($\overrightarrow{CW}$)、さらに圧力が上昇する。結局、圧力、速度ともこの場合は振動的に最終の定常状態値に近づく。図の $19.01/A_2/1$ の一点鎖線は貯気筒～スロートの断面積比がこの値で、任意の断面積の亜音速測定部で得られる定常状態の軌跡である。この例における圧力の時間的变化は左下に示される。状態変化の様

子が管の内部形状に大きく依存していることは波の反射、干渉のことを考えれば容易に理解される。

超音速流を測定部で得る場合の $p\sim u, x\sim t$ 線図も同様に計算できる。第9図がそれであり、起動衝撃波の通過前に、一時的な変化の少ない状態が測定部で得られ、起動衝撃波が通過して定常状態が得られる。起動衝撃波の通過にはこの図で見られるように時間がかかる。ある特定の管内形状に対して、種々のマッハ数での起動時間の大小を数値計算で調べた結果によればマッハ数2 付近で起動時間は最小である²²⁾。簡単な内部形状の場合の実験結果も示されている²³⁾。亜音速の場合の数値計算結果は実験結果とよく一致している

第10図 抽気室のある場合の起動時の圧力変化

が、超音速の場合、起動時間は計算値より50%ほど大きい²⁴⁾。

抽気室のあるような遷音速測定部の場合についても起動時間の計算が試みられている^{25, 26)}。抽気室～測定部間について質量の流入のみを追加し(測定部と同じ速度、同じ温度で抽気室から測定部へ流入すると仮定)、特性曲線法を用いて解いた結果が第10図である。抽気室は一種の貯気槽であるから当然予想されるように第10図のA点では抽気室からの圧縮波の影響を受けて起動時にいったん圧力が上昇するときがある。抽気室ではなく、亜音速ルートピーク管のように単なる面積拡大部と考えて計算した場合は似ているが異なってくる。もちろん測定部の定常状態はまるで異なる。第10図の計算では実験結果と同じマッハ数が得られるよう、境界層排除厚さを考慮して、管内形状を若干修正してあるが計算結果は実験結果と傾向的に良く一致している²⁶⁾。

4. ルートピーク管での実験

4.1 測定器 ルートピーク管を用いた実験に必要な変換器、測定器類は衝撃波管におけるそれら²⁷⁾に準じる。ただ、計器類の固有振動数に対する制限はよりゆるやかである。6分力測定用の天秤も考えられるし、圧力分布の測定も可能である。圧力分布測定の際、圧力測定孔の数だけ圧力変換器(最近では Kulite 社製の超小型のものもある。例えば外径0.8mm、長さ3.8mm 周波数特性 750kHz)を用意すると増幅器の個数、費用等の問題が生じる。別方法としてスキャニ・バルブを用いる場合もある。すなわち、多数の測定点の圧力をいったん、圧力タンクに貯え、定常状態終了時に急速遮断用バルブ(トラップ・バルブ)を閉じて測定点と圧力タンクの縁を切り、実験終了後、圧力タンク内の圧力をスキャニ・バルブで走査して測定する。第11図に我々が行った場合のブロック図を示す。経験によれば、遅延時間の選択は容易であり、バルブの遮断

第11図 トラップ・バルブを用いる短時間内圧力分布測定法

時間の再現性も問題はないが、圧力タンクの大きさ、特に、貯えた圧力に対する外部からの伝熱の影響等の問題があった。

データの集録については、短時間の実験データをデジタル化し、数キロ語の記憶素子に記録させる波形記憶装置がよく使われる。実験終了後、適当にデータ処理するわけである。航技研では大風洞用のデータ集録装置を利用し、ミニコンのコア・メモリに直接記録し(DMAモード)、実験終了後、直ちに計算を行なう。AD変換器がDMA転送の能力を持てばミニコンを実験の際に使用することは短時間実験で非常に便利であり、種々の実験において今後ますます使用されるであろう。

光学観測系としてはシュリーレン法の他に、パルス・レーザを使用し、ホログラフィ技術を利用した干渉計も用いられている²⁸⁾。

4.2 実験例 現在、米国、ヨーロッパで20基程度のルートピーク管が使われているが、ルートピーク管が注目を集めた理由は高レイノルズ数試験用の巨大設備の候補としてであるためか、または基礎的な現象への興味が深いためか、管内の流れに対する考察、実験が多く、実用的な模型の試験結果はそれほど多くは発表されていないが二、三の例を紹介する。

AEDC¹¹⁾、航技研¹⁵⁾では二次元翼上面の圧力分布を高亜音速で測定した。AEDCはトラップ・バルブを使用した方法と、電気信号を切り替える両方法を採用し、測定点は15点である。航技研では各圧力測定チャンネルに圧力変換器を用意し、出力信号を走査、処理した。測定点は13点である。AEDC、航技研の結果とも、高レイノルズ数の影響は特に顕著ではない。ま

た、パルス・レーザを用いて、二次元10% バイコンベックス模型の上面圧力分布を干涉縞から得た結果が TULZA らによって報告されている。プロット点数は20点程度である。これは超低温化による高レイノルズ数試験に関連したもので、比熱比 γ の違い($\gamma=1.31\sim 1.67$)による効果をマッハ数0.7~0.8で調べている。その結果、亜臨界マッハ数では比熱比の違いによる効果はないが $M=0.8$ では C_p の負のピーク値が γ 増につれて10%程度減少すると示されている²⁸⁾。

平板上の衝撃波~境界層の干渉が、レイノルズ数によってどのように変わるかを VIDAL らは測定した²⁹⁾。表面摩擦測定のほか、ピトーレーク、静圧レークによって流れ場の測定を行なっている。ここでも各圧力チャンネルに圧力変換器が用意され、1回の実験では20点の測定が行なわれた。高速度カメラを用いたシュリーレン観測も行なわれている。この試験結果ではレイノルズ数の影響が明確であり、衝撃波下流のはくり領域が、低レイノルズ数試験では境界層厚さの9倍程度であったのが、高レイノルズ数試験では1~2倍に減少したと報告されている。

三次元的な模型の試験については円錐の三分力試験³⁰⁾、ロケット・ノズルの試験³¹⁾、標準模型 AGARD-B の抗力係数測定³²⁾等があげられる。この抗力係数測定では底面圧測定をトラップ方式で行なっている。

5. ルートピーク管の改善策と風洞としての役割

5.1 改善策 ルートピーク管の欠点はすでに述べたように実験時間の短いこととエネルギー損失が大きいことである。したがって改善策としてまず実験時間を延ばすことが考えられる。貯気筒閉端をピストン式にして、入射膨張波の到達と同時にピストンをその点での気流速度で内部へ押し込んで反射膨張波をなくす方法(エバンス・タンネル)^{33,34)}、ピストンの代わりに高圧空気を利用する Reservoir-Ludwig tube^{35,36)}等がある。この際、reservoir と貯気筒の間の開口面積を制御して実験時間を5~10倍にする試みも行なわれている³⁷⁾。これらの方法によれば実験時間は貯気筒の長さではなく、容積に比例するようになる。またエネルギー効率向上も期待される。

エネルギー効率改善の別方法として、測定部下流に、貯気筒と同程度の大きさの回復管を設けることが考えられる。この方法では高圧空気を放出しない。実験終了後、回復管内の圧力は貯気筒圧力より高いから、一部の空気はそのまま貯気筒へ戻すことができ、残りの部分は圧縮して貯気筒へ戻す。回復管についての研究結果も多い^{14,38)}。第12図は AGARD で計画されている巨大ルートピーク管の案で、計算によると、エネ

第12図 回復管のあるルートピーク管(文献14)より

ギー効率は、回復管のない場合の4.5%から29%に向上すると言われる¹⁴⁾。

5.2 風洞としての役割 以上をまとめて、ルートピーク管の風洞としての役割³⁹⁾を考えてみる。まず、遷音速における高レイノルズ数試験の有力な実現手段であり(例:長さ4.17km, 測定部20.25m², 実験時間10秒, 運転用電力2,400kwh), 連続式超低温風洞(例:測定部6.25m², 実験時間最低10分, 電力13Mwh)^{40~42)}と比肩されるものであろう。このような巨大設備は1か国に1基程度であろうから、製作にあたっては建設費、維持費、流れの特性等のデータを持って風洞型式のトレード・オフが必要である。

一方、小型風洞としてはエネルギー損失は問題でなく、実験時間は短い、装置の簡単さから容易に高亜音速~超音速の流れが得られ、実験も困難ではない。さらに、レイノルズ数の可変範囲も大きいから、この領域にある空力的諸問題の解明には非常に有用な装置であって、測定部で得られる流れの性質も殆どの場合、試験目的に対して問題がないといえ、今後、多くの実験にルートピーク管が用いられるであろう。

参考文献

- 1) LUDWIG, H.: Der Rohrwindkanal, Z. Flugwiss. 3, Heft 7, (1955).
- 2) LUKASIEWICZ, J.: The need for developing a high Reynolds number transonic wind tunnel in the U.S., Astro & Aero. Vol. 9, No. 4, (1971).
- 3) Large wind tunnels working group: The need for a large transonic wind tunnel in Europe, AGARD AR-70 (1974).
- 4) WHITFIELD, J.D. et al.: High Reynolds number transonic wind tunnels blowdown or Ludwig tube?, AGARD CP 83-71, (1971).
- 5) CABLE, A.J. and Cox, R.N.: The Ludwig pressure tube supersonic wind tunnel, The Aero. Quart. Vol. 14, Part 2 (1963/5).
- 6) 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).
- 7) BECKER, E.: Das Anwachsen der Grenzschicht in und hinter einer Expansionswelle, Ing.-Arch., Part XXV, Heft 3 (1957).
- 8) MIRELS, H.: Boundary layer behind shock or thin expansion wave moving into stationary fluid, NACA TN 3712, (1956).
- 9) PILTZ, E.: Boundary layer effects on pressure variations in Ludwig tubes, AIAA J. Vol. 10, No. 8, (1972).
- 10) LUDWIG, H.: Tube wind tunnel a special type of blowdown wind tunnel, AGARD Rep. 143, (1957).

- 11) STARR, R.F. and SCHUELER, C.J.: Experimental studies of a Ludwieg tube high Reynolds number transonic tunnel, AIAA Paper No. 73-212, (1973).
- 12) RUSSEL, D.A. et al.: Uniformity of Ludwieg tube flows, Proc. 10th Int. Shock Tube Symp., Kyoto, (1975).
- 13) 高島一明他: 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).
- 14) GRAUER-CARSTENSEN, H. et al.: Some aspects important to the design and performance of a large transonic Ludwieg tube windtunnel, DFVLR-AVA 251 73A 09, (1973).
- 15) 高島一明他: ルートピーク管での二次元翼試験, 航空宇宙学会第6回年会講演集, (1975/4).
- 16) TAKANASHI, S.: A method of obtaining transonic shock-free flow around lifting aerofoils, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 16, No. 34 (1973).
- 17) BRADSHAW, P.: A note on the working-section turbulence in a Ludwieg tube, Imperial College Sci. & Tech. Aero. Report 74-01, (1974).
- 18) BECKWITH, I.E. and ROTA, J.C.: Effects of contraction on turbulence in the working section, AGARD AR-83 (1975).
- 19) WESTLEY, R.: Problems of noise measurement in ground-based facilities with forward-speed simulation (high-speed tunnel noise), AGARD AR-83 (1975).
- 20) JOHNSON, III, J.A. and CAGLIOSTRO, D.: Starting phenomena in a supersonic tube wind tunnel, AIAA J. Vol. 9, No. 1, (1971).
- 21) 高島一明, 青木竹夫: 特性曲線法によるルートピーク管内流れの解析, 衝撃工学シンポジウム第3回講演集, 東大宇宙研, (1976/9).
- 22) WARMBROD, J.D. and STRUCK, H.G.: Application of the characteristic method in calculating the time dependent one-dimensional compressible flow in a tube wind tunnel, NASA TM X-53769, (1968).
- 23) 松尾一泰他: 下流弁方式超音速ルートピーク管の始動特性, 日本機械学会論文集 (発表予定).
- 24) WARMBROD, J.D.: A theoretical and experimental study of unsteady flow process in a Ludwieg tube wind tunnel, NASA TN D-5469 (1969).
- 25) SHOPE, F.L.: Mathematical model for the starting process of a transonic Ludwieg tube wind tunnel, J. Aircraft. Vol. 14, No. 6, (1977).
- 26) 高島一明: 航技研報告発表予定.
- 27) 神元五郎: 衝撃風洞における計測, 航空学会誌第11巻, 117号, (1963/10).
- 28) TUZLA, K. et al.: γ -effects on 2-dimensional transonic aerodynamics, Proc. AIAA 9th Aero. Testing Conf., Arlington, (1976).
- 29) VIDAL, R.J. et al.: Reynolds number effects on the shock wave-turbulent boundary layer interaction at transonic speeds, AIAA Paper No. 73-661, (1973).
- 30) HOTTNER, T.: Untersuchungen an einem Modell-Rohrwindkanal bei Machzahlen von $Ma=3$ bis 6, Z. Flugwiss. 13, Heft 7, (1965).
- 31) HENDERSHOT, K.C. and DRZEWIECKI, R.F.: Techniques used for the investigation of aerodynamic loads induced on a rocket-powered vehicle during deployment of an extendible nozzle, Proc. AIAA 9th Aero. Testing Conf., Arlington, (1976).
- 32) DAVIS, J.W. and GRAHAM, R.F.: High Reynolds number experimental data for forebody axial force, AIAA J. Vol. 11, No. 3, (1973).
- 33) EVANS, J.Y.G.: A scheme for quiet transonic flow suitable for model testing at high Reynolds number, AGARD CP 83-71, (1971).
- 34) PUGH, P.G.: Experimental trials of a novel (ECT) drive system for a transonic windtunnel, RAE TR 71208, (1971).
- 35) LUKASIEWICZ, J.: A critical review of development of experimental methods in high-speed aerodynamics, Prog. Aero. Sci. Vol. 14, (1973).
- 36) BARBOUR, N.M. and IMRIE, B.W.: A reservoir/orifice technique for extending the useful running time of a Ludwieg tube, 10th Int. Shock Tube Symp., Kyoto, (1975).
- 37) 松尾一泰他: 開口面積可変の有孔板-貯気槽方式によるルートピーク管の作動時間の延長, 衝撃工学シンポジウム第3回講演集, 東大宇宙研, (1976/9).
- 38) MURTHY, A.V.: Boundary layer effects on pressure variations in recovery tube, AIAA J. Vol. 15, No. 6, (1977).
- 39) 重見孝: 風洞に関する最近の話題(1), (2), 機械の研究 26巻, 7, 8号, (1973).
- 40) KILGORE, R.H. et al.: The cryogenic wind tunnel concept for high Reynolds number testing, NASA TN D-7762, (1974).
- 41) MCKINNEY, L.W. and HOWEL L, R.R.: The characteristics of the planned national transonic facility, Proc. AIAA 9th Aero. Testing Conf., Arlington, (1976).
- 42) HOWELL, R.R. and MCKINNEY, W.: The US 2.5 meter cryogenic high Reynolds number Transonic tunnel, ICAS Paper No. 76-04, (1976).