

# 0.2 m 超音速風洞の圧力変動計測結果\*

澤田 秀夫\*<sup>1</sup> 河野 敬\*<sup>1</sup> 国益 徹也\*<sup>1</sup>

## Pressure Fluctuation Measurements in the NAL 0.2-m Supersonic Wind Tunnel

Hideo SAWADA\*<sup>1</sup>, Takashi KOHNO\*<sup>1</sup>  
and Tetsuya KUNIMASU\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

The pressure fluctuations were measured along the NAL 0.2m supersonic wind tunnel circuit with a microphone. Its attenuation is about 20dB between the compressor and the settling chamber. There is no cause of generating noise strongly up to the settling chamber exit in this tunnel circuit. The settling chamber pressure fluctuations were measured by the two ways of a microphone and a small pressure transducer. The two results obtained are almost the same mutually. The ratio of the rms value of the fluctuations to the total pressure of 75kPa remains under 0.1% at all tested Mach numbers from 1.5 to 2.5. It is possible to utilize an axial flow compressor for the quiet wind tunnel. Mach number and flow angle distributions along central 0.12 m long vertical line passing through the test section center were measured with a static pressure tube and a yaw meter. The change of largest 0.05 in Mach number and the change of largest about 1.0 degree in flow angle are observed. The comparison between the measured and numerical results at Mach number 2.0 suggests that the boundary layer on the nozzle plate maintains a laminar flow. The measured rms values of the pitot pressure fluctuations at the test section center show the values more than 0.1% of the Pitot pressure. The rms value becomes larger as the Mach number increases. The increment of the rms value suggests that some phenomenon of increasing the fluctuations like the eddy Mach wave radiation has originated during the flow passing the nozzle. Because the power spectrum density curve remains its shape between the settling chamber and the test section if the phenomenon increasing the pressure fluctuation does not exist, the rms value of the pressure fluctuation at the settling chamber must be less than 0.1% of the total pressure unlike 0.2% in order to make the rms value less than 0.1% at the test section.

**Key words:** quiet wind tunnel, supersonic wind tunnel noise

### 概 要

0.2m 超音速風洞の風路に沿った騒音レベルをマイクロフォンを用いて計測した。圧縮機から集合胴下流までの間に、音圧減衰量は約20dBに達した。この風路では集合胴までには騒音を発生させる強い音源は無いことが確かめられた。集合胴圧力変動はマイクロフォンと小型圧力変換器の二通りの方法で測定し、ほぼ同じ結果を得た。75kPaの風洞総圧に対する変動の実効値の比は、試験した総てのマッハ数で0.1%未満の値を示した。この結果、静粛風洞用に軸流圧縮機を利用することが可能であることが示された。測定部中心を通る鉛直直線上の上下0.12m間のマッハ数分布には最大0.05の変化が、また風向分布では最大1度の変化が測定された。マッハ数2.0の時の数値計算との比較から、上流部のノズル境界層が層流に維持されている可能性がある。ピトー圧変動はピトー圧の0.1%以上の変動実効値を示した。マッハ数が増加すると、この実効値も増加する。マッハ角で放射される圧力変動波の様な何らかの圧力変動を増大させる現象が、流れがノズルを通過している間に発生していることをこの増加は示している。この圧力変動を増加させる現象が存在していない場合は、パワースペクトル密度曲線は集合胴と測定部の間でその形状を維持している。このことから、測定部で圧力変動を0.1%未満に抑えるには、集合胴でも0.2%ではなく0.1%未満に抑える必要があるといえる。

\* 平成9年5月30日受付 (received 30 May 1997)

\*<sup>1</sup> 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

## 1. はじめに

0.2m 超音速風洞は 1995 年に設計、製作された我が国初の軸流圧縮機を用いた本格的連続式の超音速風洞であり、図 1 に示すような風路を持つ。マッハ数は図 2 に示すように、上下に変ノズル機構を設け、1.5 ~ 2.5 までの任意のマッハ数で運転でき、運転中にマッハ数を変えることが可能である。最大風洞総圧はマッハ数に依存するが、現在は圧縮機駆動用電動機の出力制限により、ほぼ絶対圧で 0.055 ~ 0.15Mpa の範囲に設定している。風洞総温は 330K 付近に設定できるように熱交換器を圧縮機下流に設置している。軸流圧縮機は定格出力 550kW の可変周波数誘導電動機により駆動され、750kW 出力迄は運転時間を 15 分以内に制限することで可能となっている。本風洞は将来の高レイノルズ数超音速風洞の設計に資する技術資料を得るために様々な特徴を予め持たせるように設計製作されている。詳細は文献<sup>1)</sup>を参照されたい。本論文で報告する試験は、特に、風洞測定部の気流の擾乱を少なくする様に設計、製作された本風洞の風路がどの程度それを実現しているかを評価する試験の一つとして行われた。超音速風洞に求められるこうした要求は、超音速境界層の遷移現象で、10 度円錐模型上の遷移位置が飛行試験と風洞試験の結果で、両者の結果は明瞭に異なっていることが知られている。この原因は、超音速ノズルの壁面又は側壁上で、境界層が乱流へ遷移して、乱流境界層内の渦運動が主流中に極めて強い圧力変動の擾乱を放射して、その擾乱が 10 度円錐模型上の層流境界層を攪乱し、乱流遷移を引き起こすことにあることが知られるようになった。<sup>2)</sup> このため、超音速風洞ではこうした擾乱が発生しない様に、集合胴内の気流の変動を極力抑え、また、測定部へ達する超音速ノズル内面での境界層遷移を起こさせないように様々な工夫を施す必要がある。こうして測定部までの超音速ノズル内面で境界層が層流に保たれている風洞で、自然境界層遷移の試験が可能な風洞を静粛風洞 (quiet wind tunnel) と呼んでいる。本風洞では、こうした静粛風洞への第一歩として、風洞試験生産性の高い、軸流圧縮機を用いた回流式連続式風洞形式での実現性を評価するために、ノズル上流部は流れの剥離の発生が極めて少ない風路構成を目指した。特に、2ヶ所の急拡大部には 2 枚の整流スクリーンを取り付け、集合胴の 4 枚のスクリーンには低乱風洞で採用されているスクリーンの構成を利用した。また、風路内部の気体を排気する部分は、気流を極力乱さないように、多孔板を通して低速で排気するように設計した。このようにして設計された風洞が実際にはどのような圧力変動を風路各部で示しているかを評価する試験を平成 8 年度に行った。集合胴内の圧力変動の推奨値は総圧比で 0.2%、速度変動で 1% 未満と言われている。また、測定部の圧力変動の目標値はピトー圧に対して 0.1%

未満とされている。<sup>3)</sup> 本論文では、平成 8 年度に行った本風洞の基本性能評価試験の中で、こうした目的の圧力変動測定の結果と測定部中心を通る鉛直直線上のマッハ数分布、風向分布の測定結果について報告するものである。

## 2. 記号

- O ; 原点。左右の側壁面と垂直で、観測窓中心を通る平面上に作られる、測定部断面形の重心位置。測定部中心
- M ; マッハ数
- $P_0$  ; 風洞総圧(kPa)
- $P_t$  ; ピトー圧(kPa)
- $P_{rms}$  ; 変動圧力の実効値(Pa)
- f ; 周波数(Hz)
- x ; 測定部中心(原点)から測定部中心軸に沿う流れ方向の距離(mm)
- y ; x 軸と z 軸の両方に直角な x,y,z で右手系をなす方向の原点からの距離(mm)
- z ; 測定部中心(原点)から鉛直上方への距離(mm)

## 3. 圧縮機下流風路に沿った騒音計測

本超音速風洞の圧縮機は圧縮比が 1.5 ~ 3.5 まで連続可変の 10 段軸流圧縮機である。騒音測定は B&K 社の 1/4 インチマイクロフォンの 4135 型に専用の防壁網を付け、プリアンプ 2633 に連結し、図 3 の様に風路壁の壁面に固定し、主に 256kHz のサンプリング速度で AD 変換する小野測器製 360Z 型の FFT アナライザーに取り込んだ。プリアンプからの時間波形を AD 変換し、演算することで電圧変動量のパワースペクトルと実効値を得た。マイクロフォンの較正では、B&K 社の 4220 型のピストンフォンを用い、2636 型の増幅器によりその実効値を求め較正した。FFT アナライザーに取り込んだデータは、較正試験で得た変換係数をかけることで圧力変動のパワースペクトル及び実効値に換算した。パワースペクトルは総て 36 回の単純加算平均をとった。また、実効値は手動でタイミングを図り、AD 変換したデータを直接 2 乗平均し、平方に開いて求めた場合と、平均化したパワースペクトルのオーバーオール値に 1/2 倍して実効値に換算した場合の両方を併用した。本論文で示すパワースペクトルと実効値に関する総ての計測結果は上記の処理方法で行われた。

騒音計測は図 1 に示す圧縮機下流、熱交換器下流、第 3 屈曲胴下流、第 4 屈曲胴流、集合胴下流の計 5 カ所で行った。測定高さは風管の中心軸と一致させた。マイクロフォンの先端の位置の影響を評価するため、集合胴下流位置で、マイクロフォンの先端位置を変えてその影響を調べた。図 4 はその結果で、壁表面より内側で壁付近に先端があれば、実効値は壁内側の大きな空隙の存在による

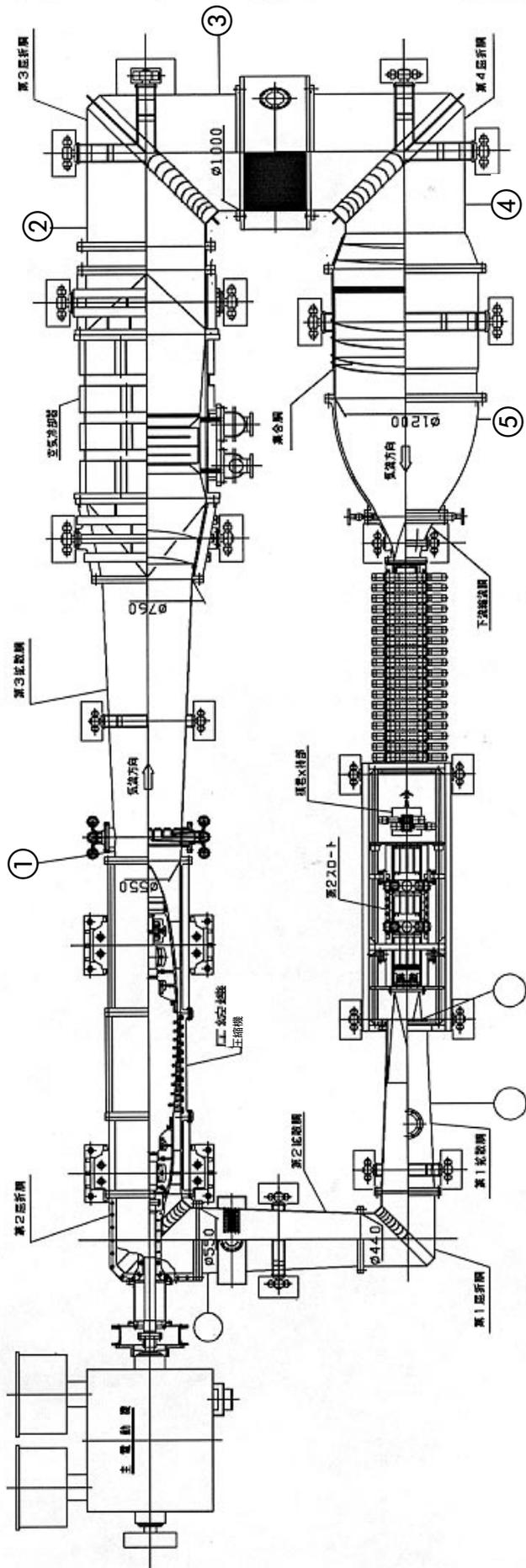


図 1-1 0.2m 超音速風洞風路(平面図)

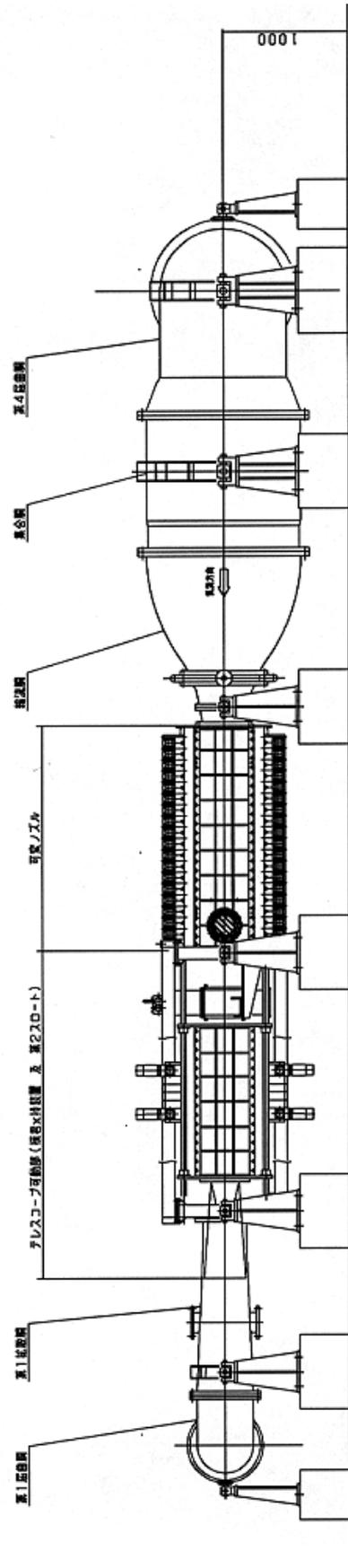


図 1-2 0.2m 超音速風洞風路(側面図)

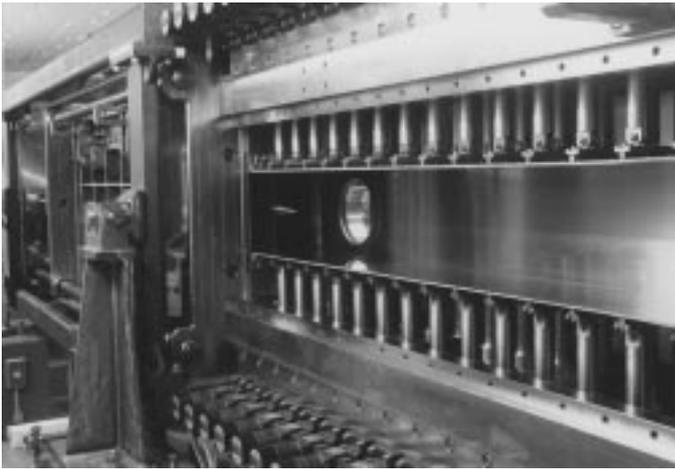


図 2 可変ノズル外観写真

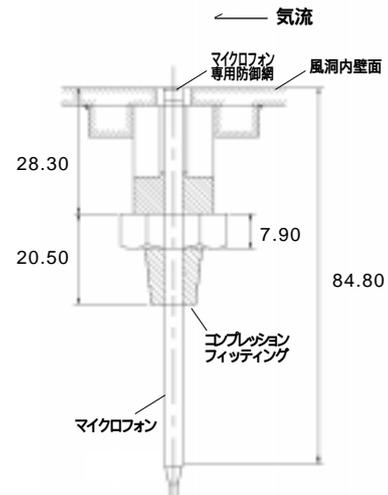


図 3 マイクロフォン固定法

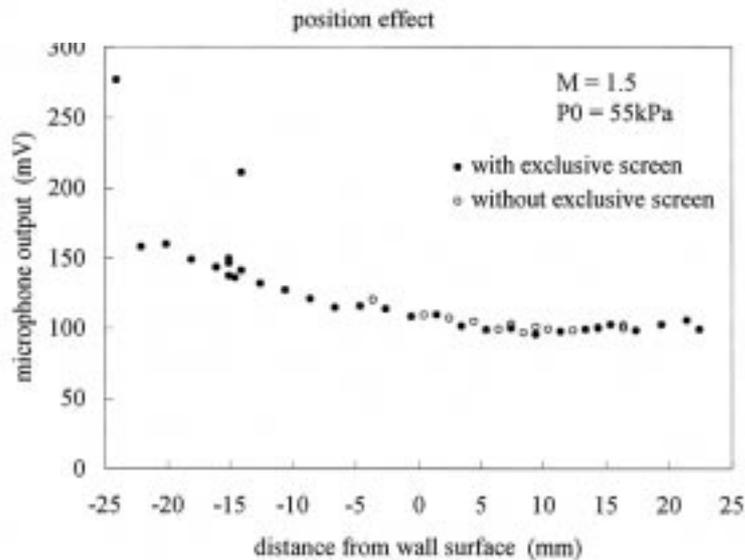


図 4 マイクロフォン位置の影響

大きな影響は受けていない。このため、他の計測位置ではマイクロフォンの先端が壁表面とほぼ一致する所に設置するようにした。図5に様々な運転状況における5カ所での騒音計測結果を示す。マイクロフォン周りの環境は圧縮機下流の所以外は総て周りの気体の温度は330K付近に設定されており、このマイクロフォンの使用可能な環境にある。圧縮機の吐出気体の温度は最高458Kに達している。しかし、マイクロフォンは風洞の壁の内側にあり、マイクロフォンはテフロンシールで風洞壁面と断熱されていて、更に、圧縮機の吐出気体の流れには直接曝されていないので、このように高い温度になる可能性は少ない。このことから、マイクロフォン周りの温度の影響は補正していない。図には更に、圧縮機の設計段階での騒音予測値も示している。横

軸に圧縮機を通過する質量流量をとると、計測結果はほぼ同様の傾向を示し、そのレベルは、測定点が下流に行くほど下がり、結果的に下流ほど騒音レベルが低いことが判る。更に、この風路では、熱交換器を通過し、第3屈曲胴を通過すると、約15dB騒音レベルが下がり、その後、集合胴下流までに更に約5dB下がっている。第3屈曲胴から集合胴までの間には図1に示すように窒素ガス排気用のポートが設けてある。このポート部分は、風路に面している表面を多孔板にして、その裏側に抽気室を設け、壁に垂直方向の速度成分の低下と一様な排気の達成、及び、騒音発生の抑制を目指した。騒音レベルがこの部分を通過しても増加していないことから、この部分は殆ど騒音を発生していないものと考えられる。また、急拡大部を含んだ集合胴部分

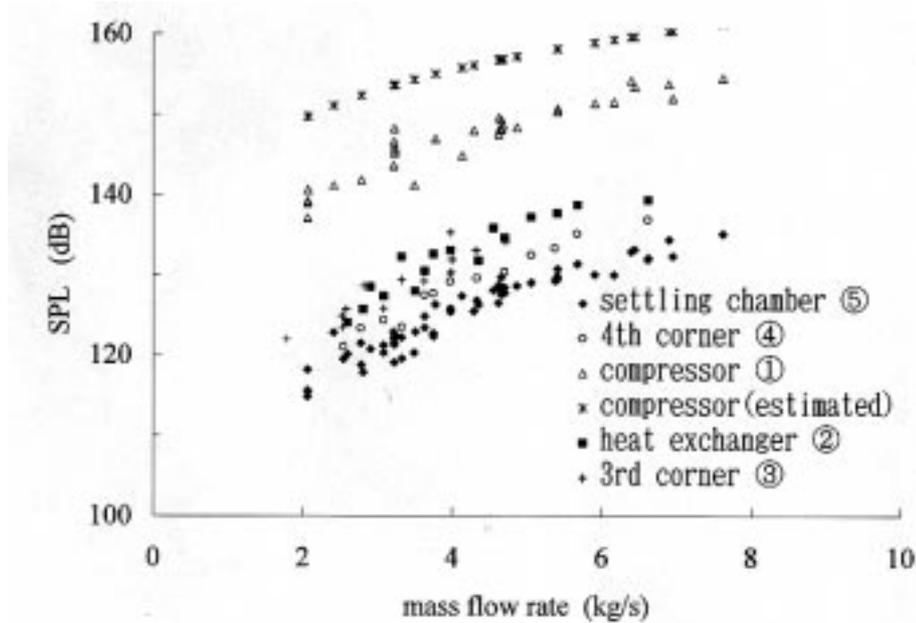


図5 風路4ヶ所での音圧レベルと風路流量との関係

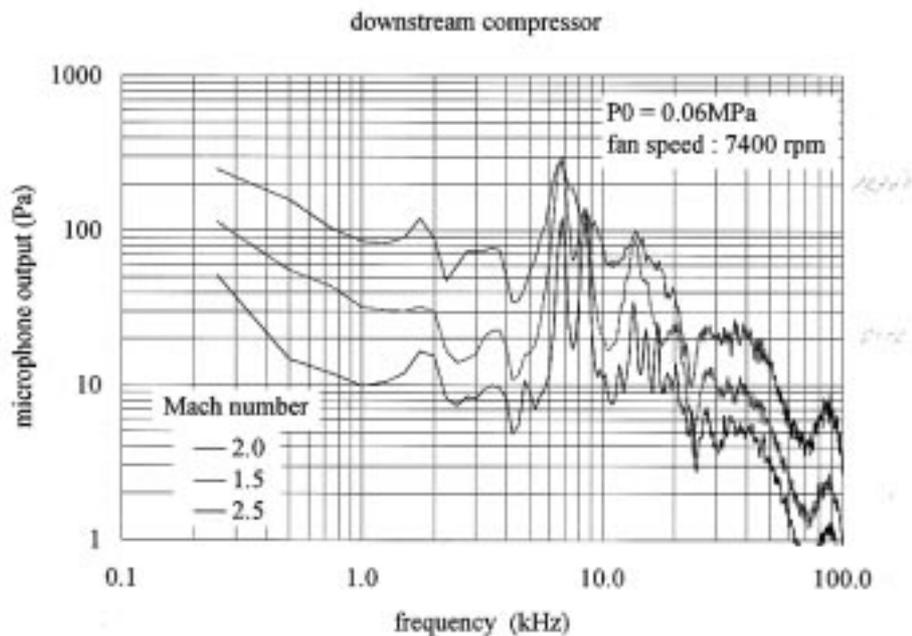


図6 圧縮機下流で計測した騒音のワースペクトル分布

も明瞭に騒音レベルの低下を示しており、この部分も騒音低下に寄与しているといえる。

圧縮機下流で計測した騒音のワースペクトル分布は図6のようになる。同一の風洞総圧、圧縮機回転速度の時に、マッハ数が1.5, 2.0, 2.5で比較すると、マッハ数が高くなるにつれてスペクトル密度は総ての周波数域で小さくなる傾向を示している。また、ピークも鋭くなる。更に、5kHz以上のピークは圧縮機の回転速度に関連している。図7に例示している様に、圧縮機回転速度の低下と共にピークの周波数位置が変化している。圧縮機動翼、静翼の枚数は

39 ~ 76で、回転速度は7000 ~ 8000rpmであることを考慮すると、6 ~ 9 kHzの部分の圧力変動は圧縮機の回転によって発生したものと推測される。マッハ数が低いほどピークが鈍いのは圧縮機の効率が低いことと、圧縮段数が10段と多く、各段で翼枚数が39 ~ 76と一定ではないことに起因しているものと考えられる。14kHz付近のもう一つのピークは6 ~ 9 kHz付近のピークをもつ圧力変動の高調波成分と考えられる。最高効率付近の運転に相当するマッハ数2.5でのワースペクトルではこの鋭いピークが数カ所に分かれて観察され、そのピークの周波数は高調波に相

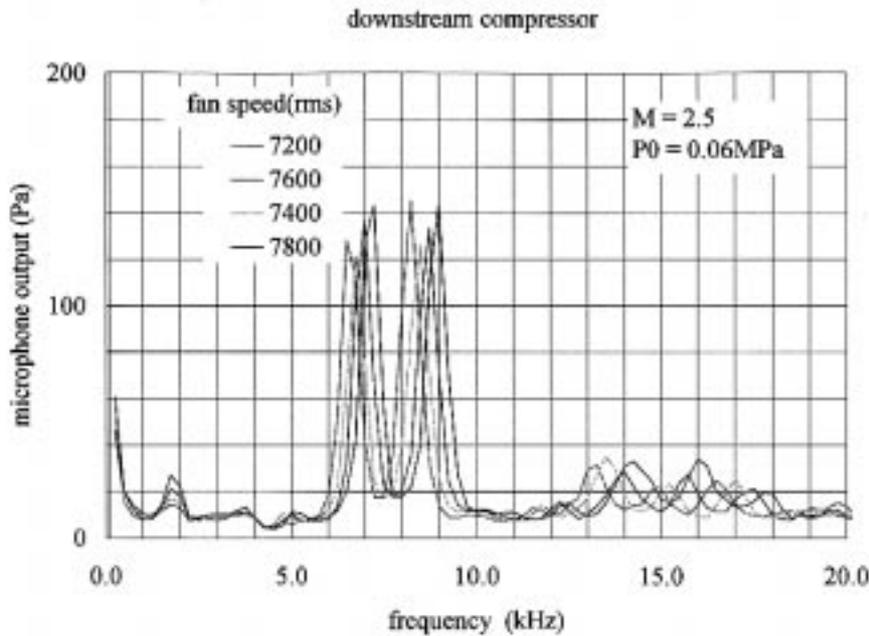


図7 圧縮機回転速度によるパワースペクトル分布の変化

当している。これらの事実から、5kHz以上のピークは圧縮機の回転速度に関連していると言える。また、図8に示すように、マッハ数が増大すると騒音の音圧レベルは低下している。本風洞の圧縮機は、マッハ数が増加して、流量が減少し、且つ圧縮率が増すと、効率が上がることから<sup>1)</sup>、圧縮機騒音の音圧レベルの低下は圧縮機の効率と関係している可能性が高い。

図1に示しているように、圧縮機出口の圧力変動計測位置の風路の直径は550mm、熱交換器下流、第3屈曲胴下流、第4屈曲胴下流の風路直径はいずれも1000mm、集合胴出口の風路直径は1200mmである。圧縮機からの圧力変動を単純に圧縮機出口に分布した音源と仮定するならば、下流の圧力変動はそこでの風路断面積に逆比例することになる。この仮定の下に第3屈曲胴までの騒音レベルの低下を評価すると、約-10.4dBとなり、ほぼ測定値に近い値を示す。屈曲胴は内部に多数のコーナーペーンを取り付けている。文献2)には経験的にはコーナーペーンを有する屈曲胴の自然減音量の期待値が約3dB弱と記されており、熱交換器下流から、第4屈曲胴下流までの間の減音量は6dB弱と期待できることになる。実際、この間の減音量は4~5dB程度であり、これも近い値となっている。第4屈曲胴から集合胴出口の間の減音量は断面積の増大に伴い約3.2dBと評価でき、これも計測結果に近い値となっている。全体としても、このような簡便な評価で19.6dBの減音期待できることになり、計測結果に近い値となっている。本評価では圧縮機から集合胴出口までの間で新たな騒音の発生を考慮していないが、計測結果でほぼ全周波数にわたって減音していることが観測されていることから妥当

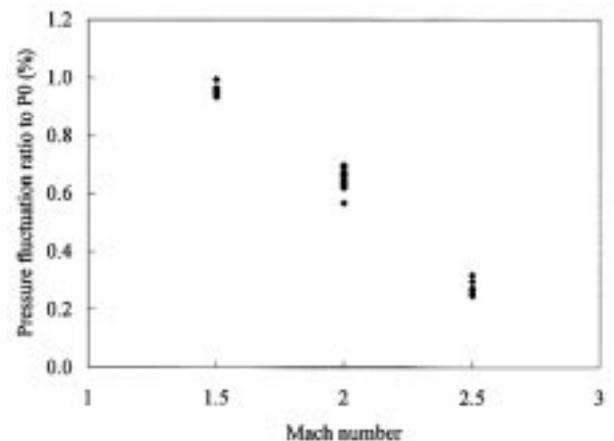


図8 マッハ数と騒音音圧レベルの関係

な仮定と考えられる。この事は、風路を常に重心高さで支える支持法を採用したこと、風路内部の急拡大部には必ず2枚の整流網を取り付け、極力流れの剥離を防ぐようにしたこと、風路内部には極力段差を無くすように設計製作に努めたことによるものと考えられる。

#### 4. 集合胴圧力変動

集合胴下流でのマイクロフォンを用いた圧力変動の測定他に、Kulite社製のXCQ62の差圧型超小型圧力変換器を直接図9の様にピトー管の先端部に取り付け、TEAC製の100kHz(-3dB)の高帯域直流増幅器SA-56により信号を500倍に増幅した後に、記述のFFTアナライザーに取り込んでデータ処理を行った。ピトー管は集合胴下流の所で壁から100mm気流に入った位置での圧力変動を直

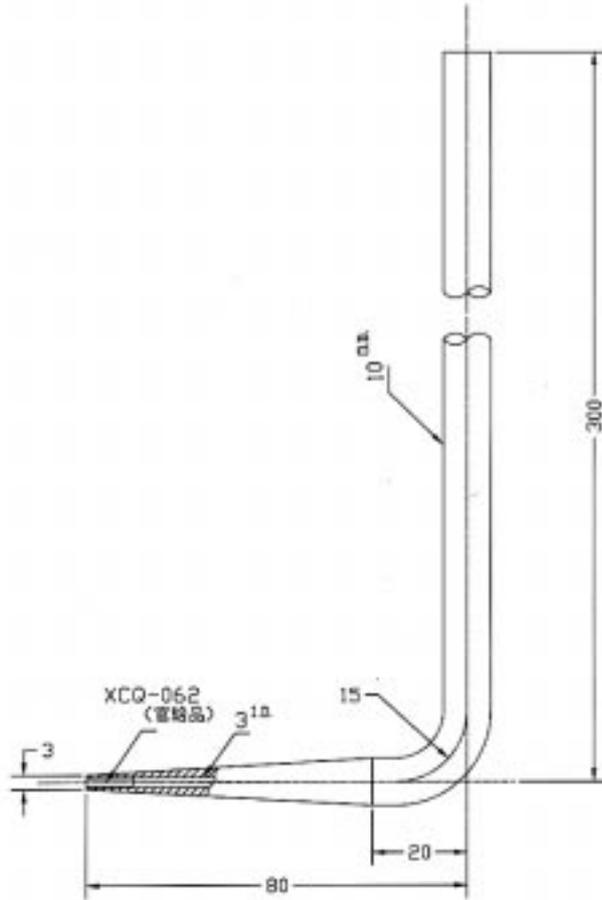


図9 集合胴圧力変動計測用ピトー管

接計測した。差圧型圧力変換器の基準圧は主に実験室の大気圧を用いた。圧力変換器の応答特性が不明なため、既述FFTアナライザを用いて100kHzまでの総ての変動を計測し、その実効値を求めた。図10に各マッハ数での2つの方法で測定した騒音のパワースペクトル分布の比較を示す。圧力変換器では40kHz以上ではスペクトル密度がほぼ一定で、圧力変換器及び増幅器の応答限界又はFFTアナライザへの入力信号電圧レンジの設定に伴う計測限界を示しているものと考えられる。また、マイクロフォンでは50kHz以上の所に、実験条件に無関係なパターンが観られ、本実験でのシステムのセットアップによる測定限界と考えられる。二通りの方法で測定した圧力変動のパワースペクトル密度は18kHz付近までは、互いに同様な傾向を示していることが判る。この傾向は図6に示した圧縮機出口でのパワースペクトル密度の測定部マッハ数による変化と同じ傾向を示している。基本的に、圧縮機で発生した圧力変動が集合胴出口の圧力変動の主要原因となっていることが分かる。また、パワースペクトル密度のピーク値はマイクロフォンと圧力変換器の両者でほぼ一致しており、両者の実効値は互いに近い値を示すことが期待される。

図11は風洞総圧が75kPaの時の、マイクロフォンで測定した騒音レベルを圧力変動の形に直し、風洞総圧の比にして表したもの(圧力変動率)と、小型圧力変換器により測定した圧力変動率の両方を示したものである。両者の測定結果には若干の差異は認められるが、図10から推測した

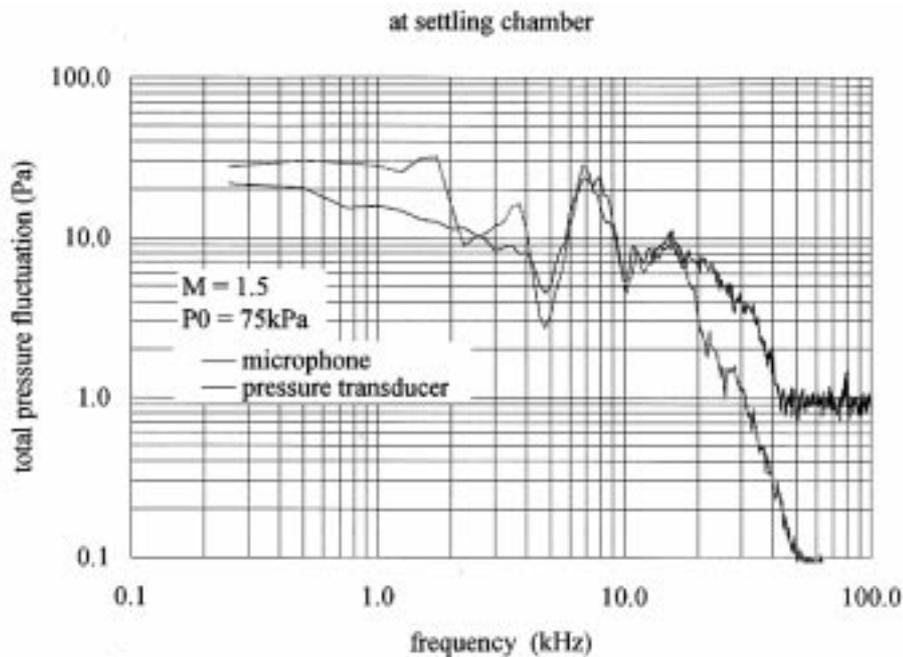


図10-1 マイクロフォンと小型圧力変換器による騒音のパワースペクトル分布の比較

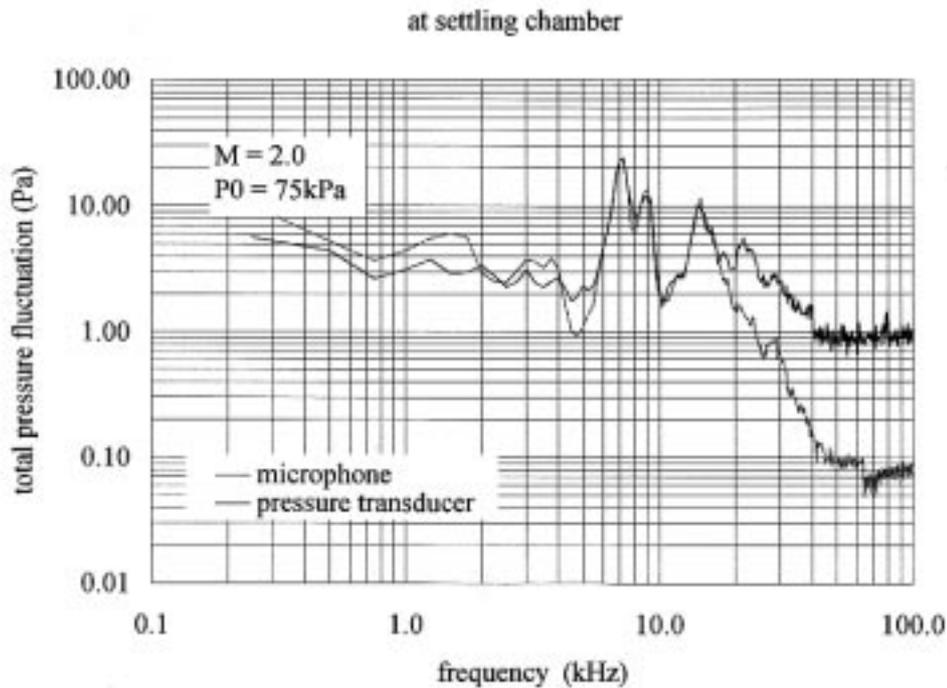


図 10-2 マイクロフォンと小型圧力変換器による騒音のパワースペクトル分布の比較

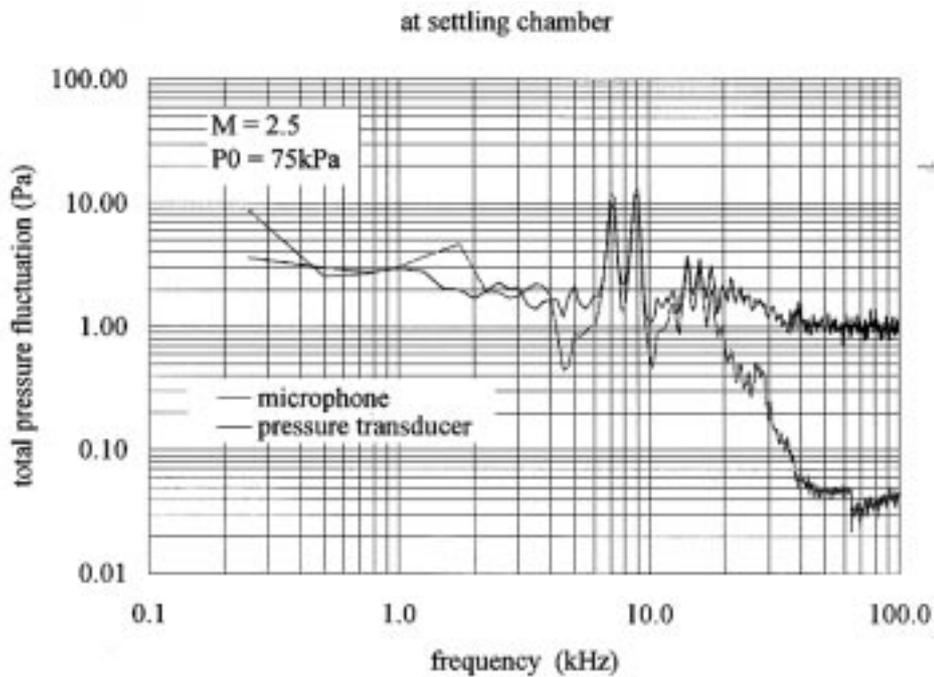


図10-3 マイクロフォンと小型圧力変換器による騒音のパワースペクトル分布の比較

ように、ほぼ同じ値を示し、マッハ数の増加に伴って圧力変動率の割合が減少する傾向を示している。また、図 12 に示すように、風洞総圧が高くなってもこの傾向は同様であるが、同時に、低いマッハ数域で、圧力変動率は風洞総圧の増加と共に増加する傾向が認められる。これらの図から

マッハ数が 1.5 と 1.6 で風洞総圧が 100kPa の高い場合を除いて、殆どの試験ケースで圧力変動率は 0.1% 未満となっていることが判る。

図 13 は圧縮機下流位置と集合胴出口で 2 台の同タイプのマイクロフォンを用いて同時に騒音を計測した結果であ

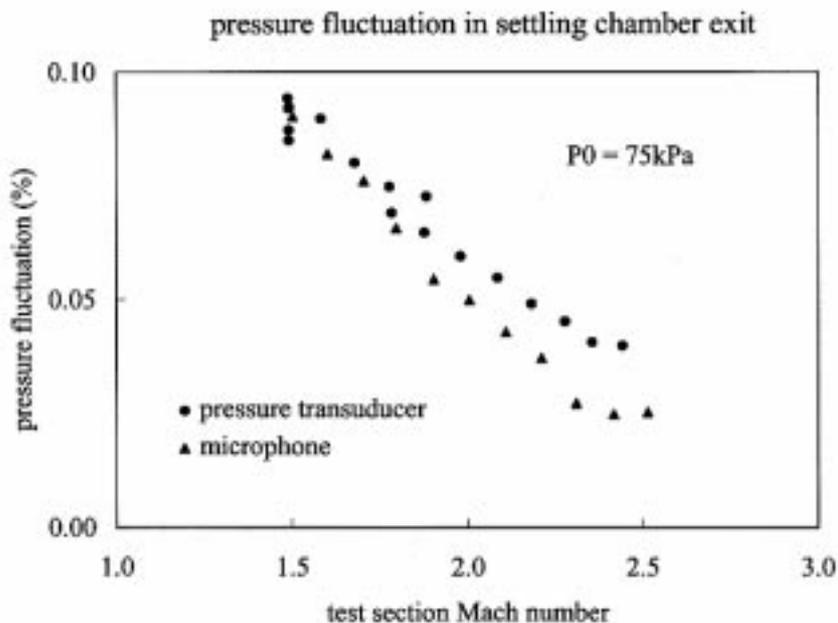


図 11 集合胴出口位置における騒音の音圧レベルとマッハ数の関係

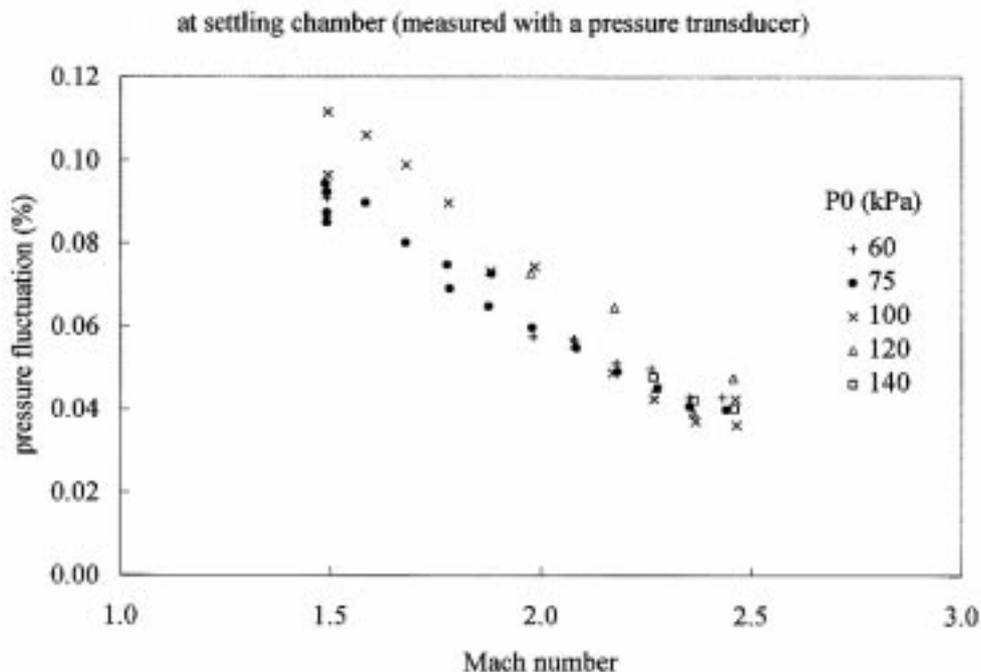


図 12 集合胴出口位置における騒音の音圧レベルとマッハ数の関係に対する風洞総圧の影響

る。但し、気流が集合胴出口に達するまでの時間遅れによる効果は無視したことになる。これらの図から、20kHz 以下の周波数領域では、ほぼ均一にスペクトル密度は低下していることが判る。一方、20kHz 以上では、パワースペクトル密度の減衰は更に大きくなっている様に見えるが、圧力変換器との比較から、これ以上の周波数でのマイクロフォン計測には不確定な要素が残るので、ここでは論じないことにする。

文献3)では風洞が静粛風洞として機能するには、集合胴内の圧力変動の実効値が0.2%未満である必要があるとしている。これらのデータを下に、より大きい流量での本超音速風洞運転時の騒音レベルを評価すると、風洞総圧の増大に伴う流量の増加に対しても、図14の様に、マッハ数2.0以上では、広範な圧力範囲にわたって集合胴内圧力変動率を0.2%以下に抑えられる可能性が高い。しかし、マッハ数1.5では殆どの風洞総圧に対して集合胴圧力変動率は0.2%

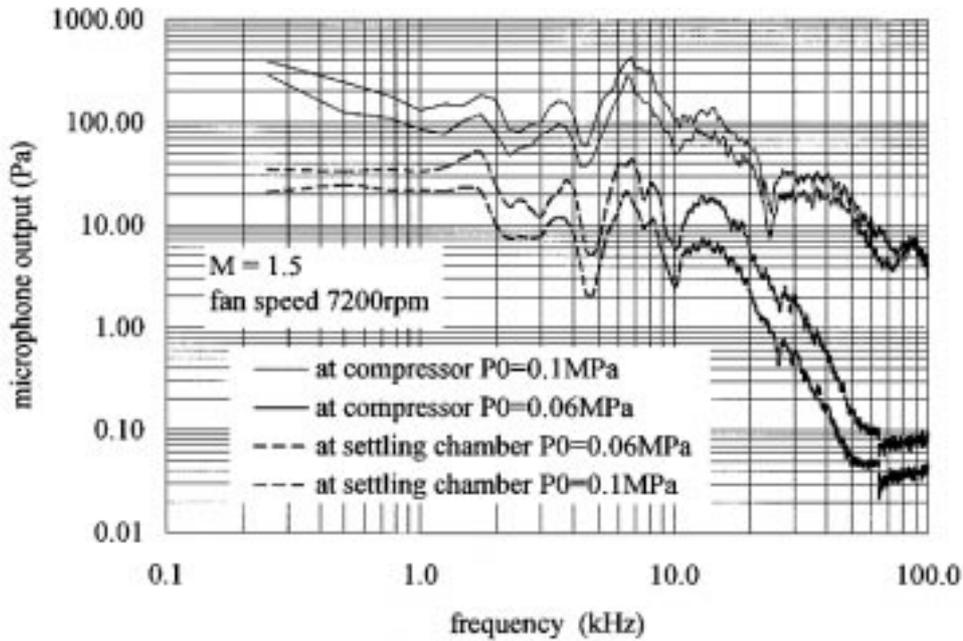


図 13-1 圧縮機下流 と集合胴出口 での騒音のワースペクトル密度の比較

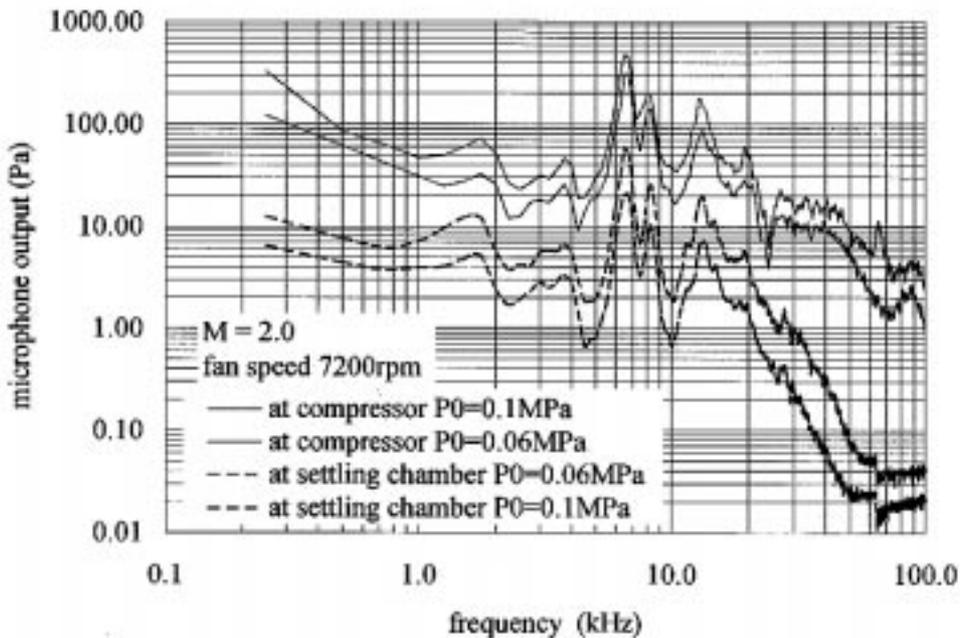


図 13-2 圧縮機下流 と集合胴出口 での騒音のワースペクトル密度の比較

以下となることが予想されるが、一部それ以上の変動率になる場合もあり、何らかの更なる対策が必要となることが判る。中でも、圧縮機の効率向上は運転に要する電動機の必要容量を抑えることが出来る点からも望ましいことと考える。本風洞を低温化した場合は図 15 に示すように、集

合胴圧力変動率を 0.2% 以下に抑えた運転可能領域は更に狭まり、風路内にも何らかの対策を講じる必要が有るものと予測される。また、液体窒素の風路内の噴射は新たな圧力変動の原因を加えるものであり、集合胴内の圧力変動率の推定には、この効果の評価も新たに加える必要がある。

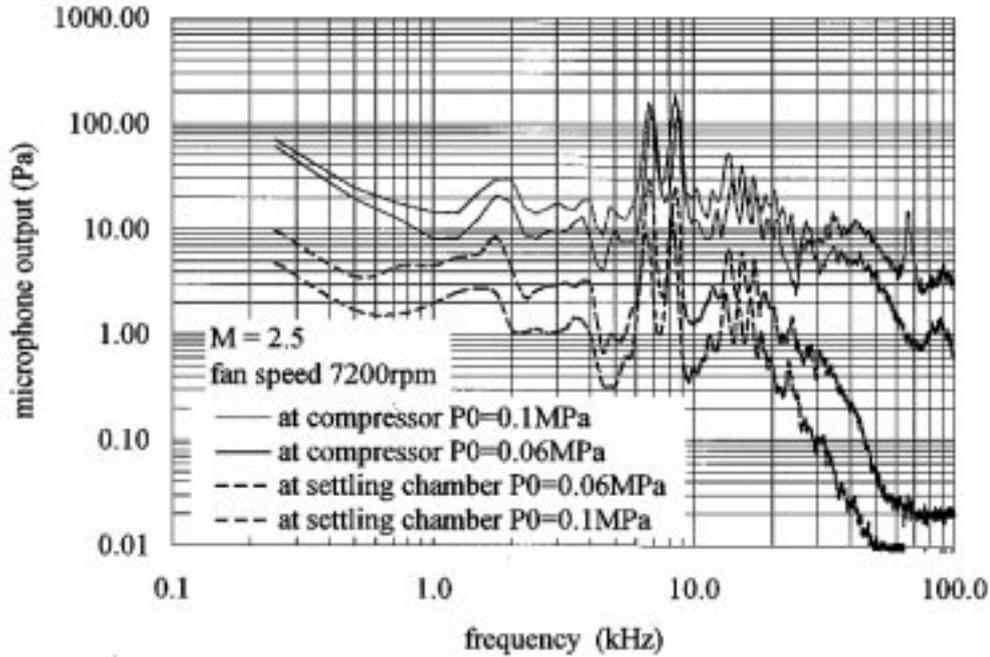


図 13-3 圧縮機下流 と集合胴出口 での騒音のパワースペクトル密度の比較

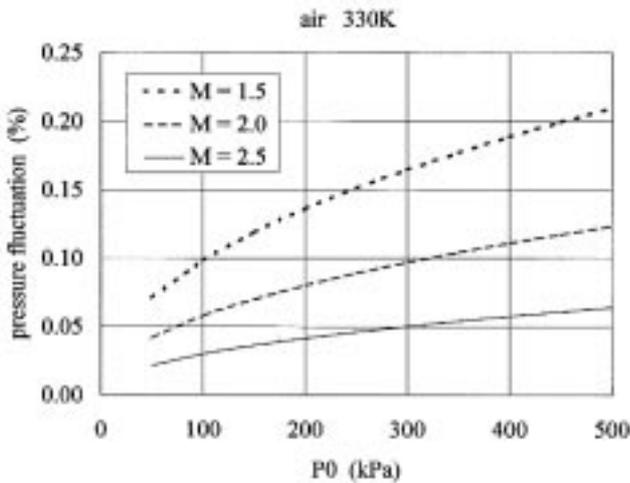


図 14 集合胴内総圧変動予測図(作動ガス: 空気, 330K)

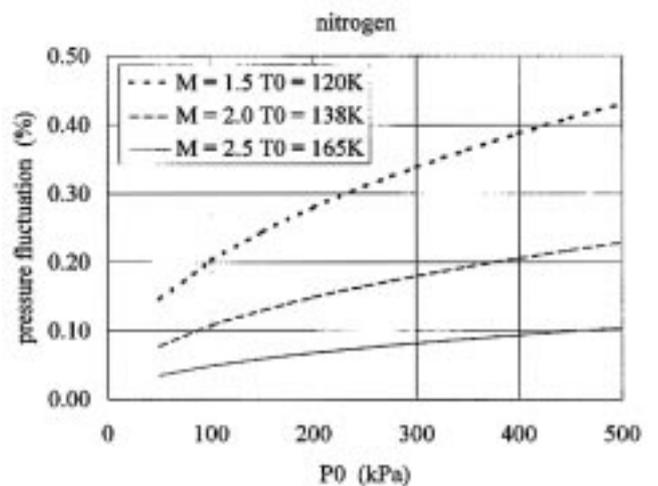


図 15 集合胴内総圧変動予測図(作動ガス: 低温窒素ガス)

### 5. 測定部気流

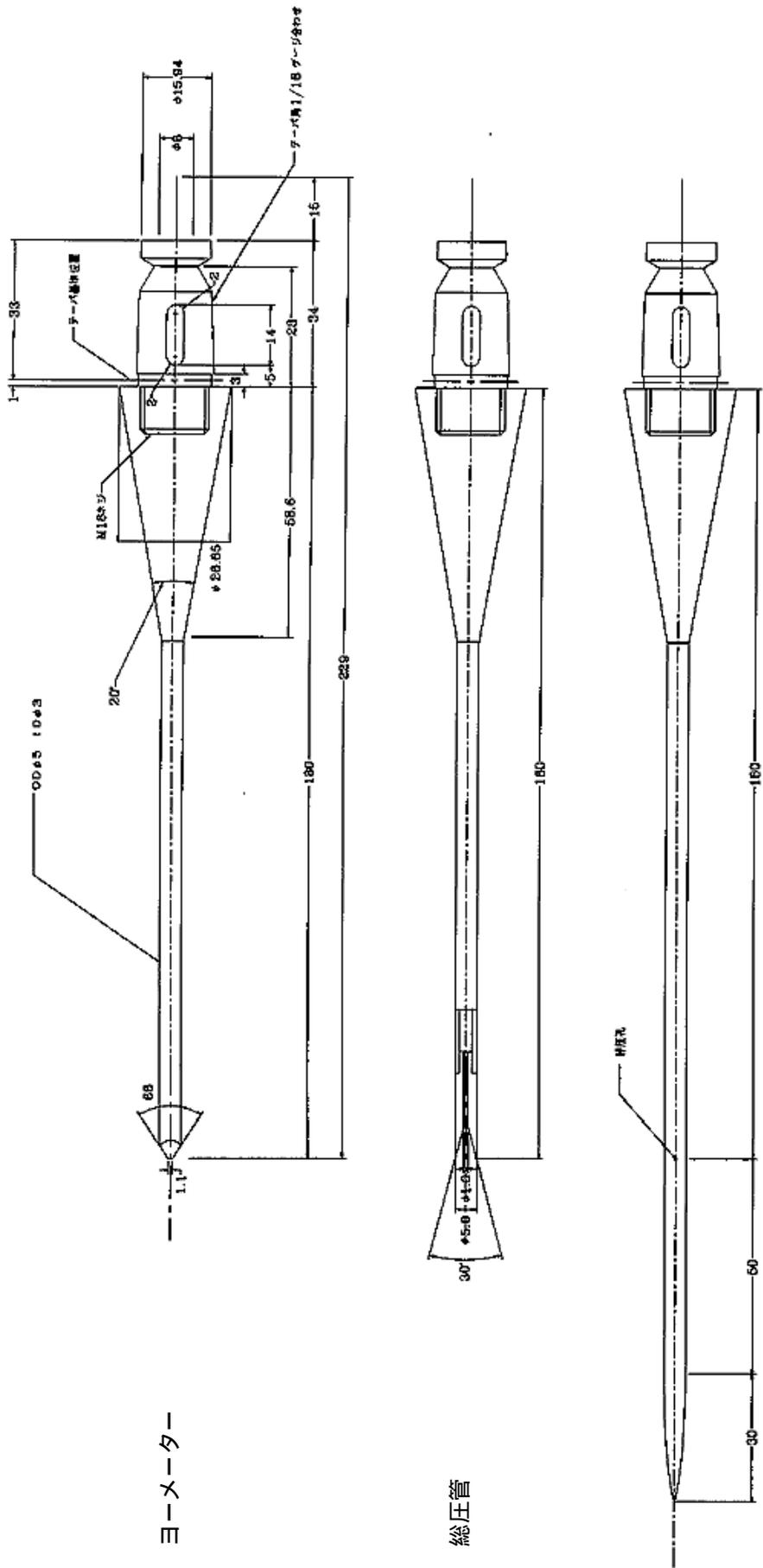
測定部気流計測として、図 16 に示すような静圧管を用いたマッハ数計測、ピトー管を用いたマッハ数計測、5 孔ヨーメーターを用いた垂直面内の風向計測を行った。

#### 5.1 静圧管を用いたマッハ数計測結果

静圧の計測は Paroscientific 社製の 3bar 用 DIGI-QUARTS 1045A を用いて行った。風洞総圧は風洞に既設の高精度圧力変換器の出力を用いた。両者の圧力変換器は Paroscientific 社製の 3bar 用 DIGIQUARTS 245AT による測定を真値として較正した。

図 17 に、測定部中心を通り鉛直直線上のマッハ数の中心マッハ数からの偏差の分布を示す。基準のマッハ数は図 18 に示すような測定部南側壁の静圧孔を用いて測定した圧力と、集合胴総圧を使って等エントロピー流れの仮定から計算して用いている。マッハ数の設定は可変ノズルの形状を予め定めた形に設定することで行っている。設定マッハ数が 1.5 と 2.5 ではその分布はほぼマッハ数で  $\pm 0.01$  の中に入っているが、この間のマッハ数では、中心付近で最もマッハ数が高くなる分布を示している。最大偏差は 0.05 を越え、精度では  $\pm 1\%$  程度となっている。

可変ノズルの設計では、ノズル壁面上の境界層は乱流境界層としてノズルの境界層厚み分の修正を行っている。可



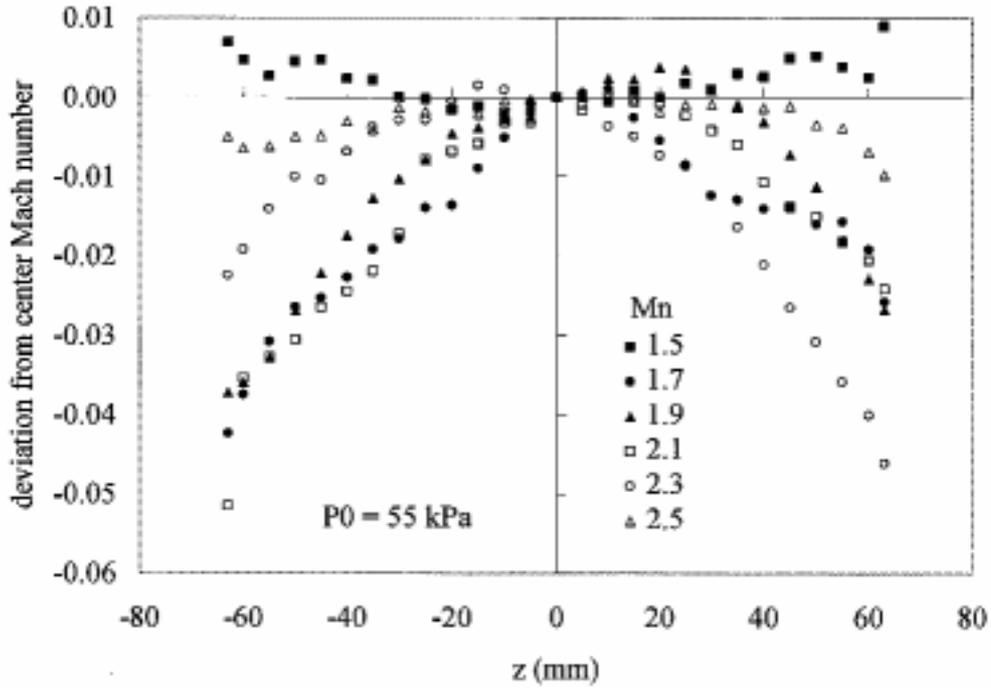


図 17 z 軸上のマッハ数分布

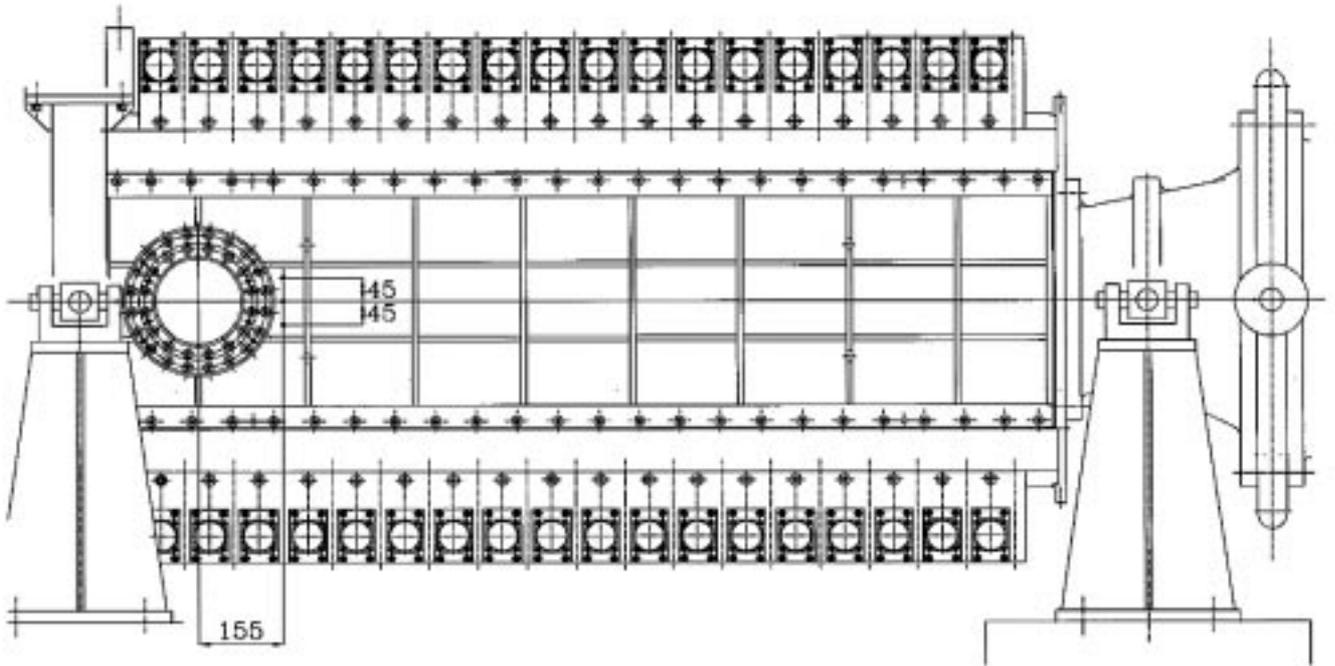


図 18 測定部側面図

変ノズルのスロート部では境界層排除厚さは層流境界層と乱流境界層でその排除厚さは殆ど変わらないが、膨張流域では境界層の性質によって排除厚さが異なるため、測定部位置に形づくられる気流は異なる。マッハ数 1.5, 2.0, 2.5 における本可変ノズル形状でのナビヤ・ストークス方程式を用い、ノズル上の境界層が総て層流に維持されていると

した仮定の下の数値計算結果と測定結果を図19に示す。設定マッハ数が 1.5 と 2.0 の場合は、定量的にも数値計算結果に近い測定結果を得ているが、マッハ数 2.5 の場合はむしろ、マッハ数の z 軸に沿う一様性は向上しており、ノズル上の境界層がスロート付近で乱流境界層となっていることを伺わせる。

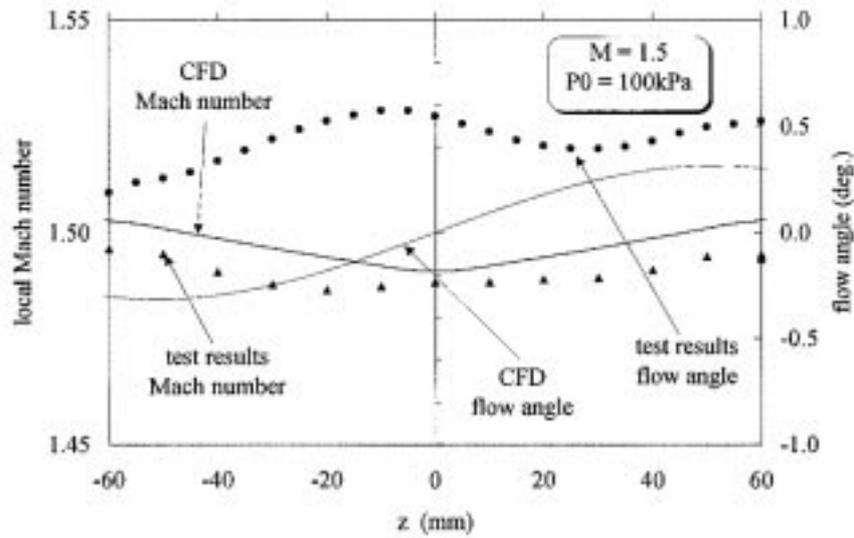


図 19-1 数値計算結果との比較(M=1.5)

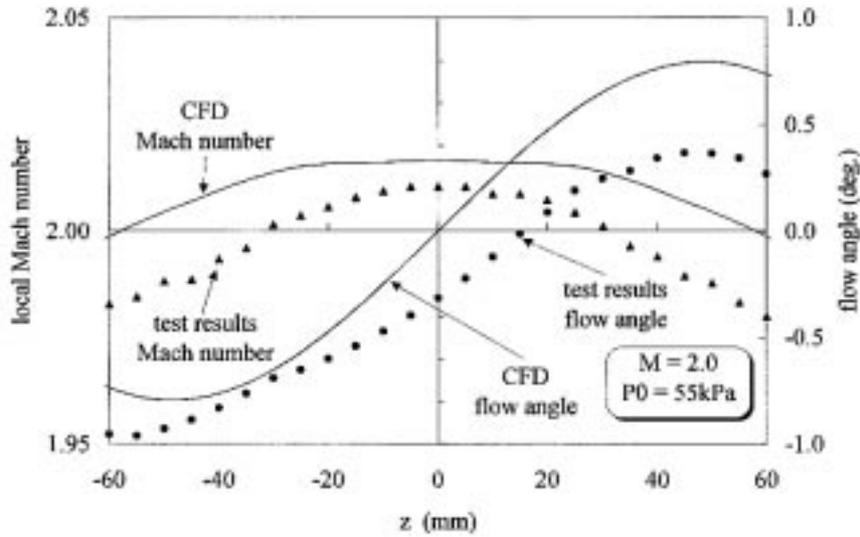


図 19-2 数値計算結果との比較(M=2.0)

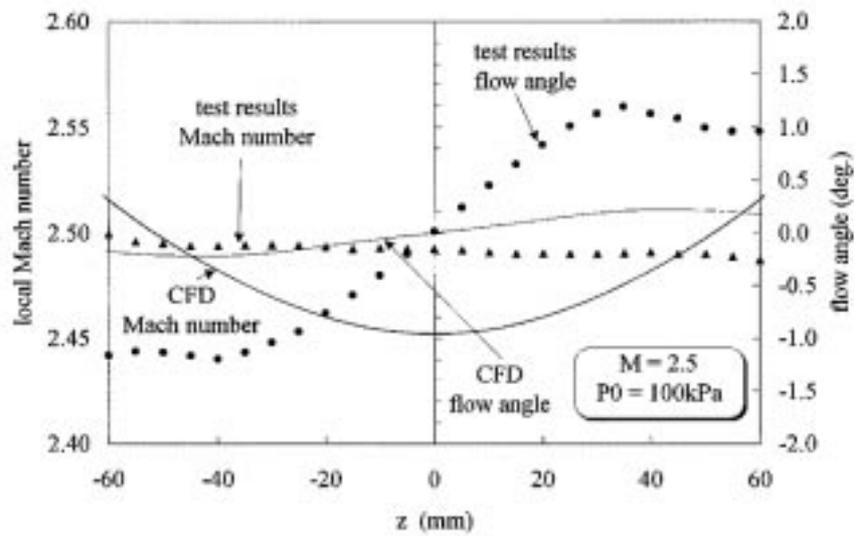


図 19-3 数値計算結果との比較(M=2.5)

## 5.2 ピトー圧管を用いたマッハ数計測結果

超音速流れでは、ピトー管上流部に垂直衝撃波が形成されるので、ピトー圧を計測し、同時に、集合胴総圧を計測し、等エントロピー流れの仮定をすると、ピトー管先端でのマッハ数を計算できる。図 20 にはこの原理に基づいて鉛直方向のマッハ数分布を評価したものである。通常、超音速流の場合、風洞内の気体に含まれている水が測定部までに凝縮すると、凝縮後の気流の静圧は増大する事が知られている。ピトー管では前方からの気流は停止、気体の温度が再び高くなり、凝縮していた水は再び気化するので、水の凝縮の影響は無くなることになる。よって、ピトー管により計測されたマッハ数と静圧管により計測されたマッハ数に差異があれば、気流が測定部に達するまでに水の凝縮が起こっている可能性があることになる。

図 20 は両者の方法を用いて別々に試験し測定した鉛直方向のマッハ数分布を比較したものである。試験はどちらの場合も、静圧管、ピトー管からの圧力を Paroscientific

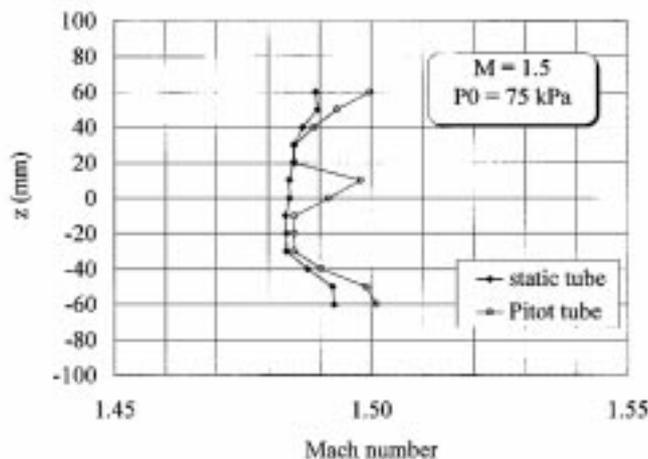


図 20-1 ピトー管と静圧管によるマッハ数測定結果の比較(M=1.5)

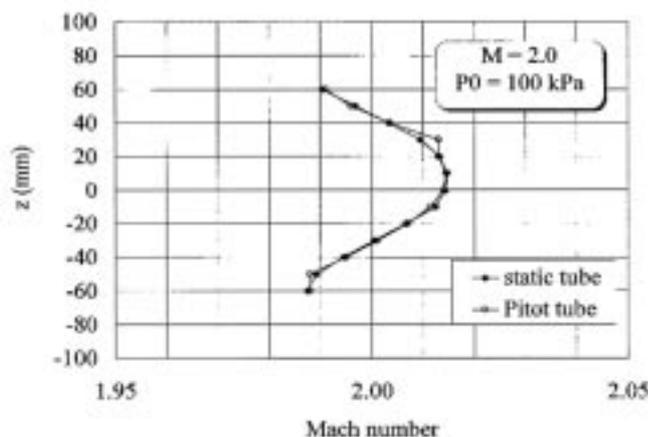


図 20-2 ピトー管と静圧管によるマッハ数測定結果の比較(M=2.0)

社製の 3bar 用 DIGIQUARTS 245AT で絶対圧を読んだ。また、風洞の総圧は別の高精度圧力変換器で読んだが、試験直後に、風洞気流を止め、風洞内圧を変えて高精度圧力変換器の較正を上記 DIGIQUARTS を真として行い圧力変換器間の器差を除いた。試験が別々に行われたことを考慮すると、よく一致している。この結果、試験では水の凝縮の顕著な影響は観られなかったといえる。図 20-1 では、測定部中心位置付近の 2ヶ所で両者の値が大幅に異なっている部分がある。水の凝縮の結果であるならば静圧管によるマッハ数の方が低くなる筈で、結果は反対となっている。この原因は特定できていないが、水の凝縮の影響は観られないという結論には影響しない。試験は風洞内乾燥空気の露点温度は常に約  $-35$  以下に保たれているので、水蒸気の凝結による測定部内マッハ数分布への顕著な影響を避けることが出来ると考えられる。

## 5.3 ヨーメータを用いた鉛直面内の風向計測結果

図 21 に測定部中心を通り鉛直直線上の風向分布を示す。図 22 はヨーメータの較正試験結果の一部である。5 孔ヨーメータの圧力孔の中、上下の 2 つのみを用い、他の 3 つは圧力導管を塞いで上下方向の風向のみを測定することにした。上下の 2 つの圧力導管は精度 1mm 以内の同じ長さのビニールチューブで共和電業社製差圧型圧力変換器 PDS-70GA に導き、日章電機社製の直流増幅器 DSA-100 を介して ADVANTEST 社製 R6551 型電圧計でその差圧を読み取った。増幅器を含んだ圧力変換器の較正は Paroscientific 社製の 3bar 用 DIGIQUARTS 245AT を用いて行った。本超音速風洞に設置されている模型迎角変更機構には約  $0.1$  度のバックラッシュが有ることが試験結果より判明しているため、試験期間中は常に下向きから上向きへとこのように一定方向からのみヨーメータの角度を設定

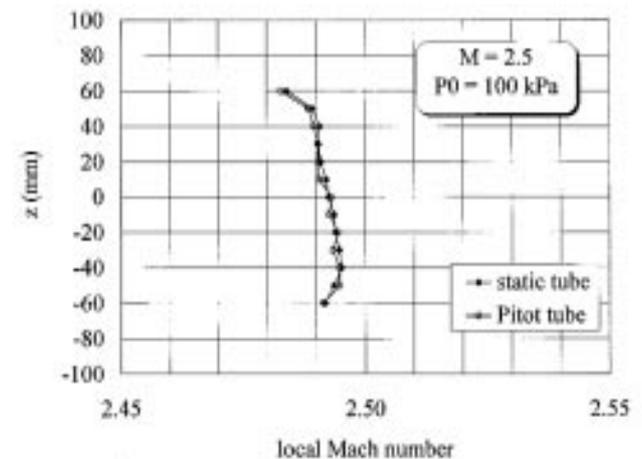


図 20-3 ピトー管と静圧管によるマッハ数測定結果の比較(M=2.5)

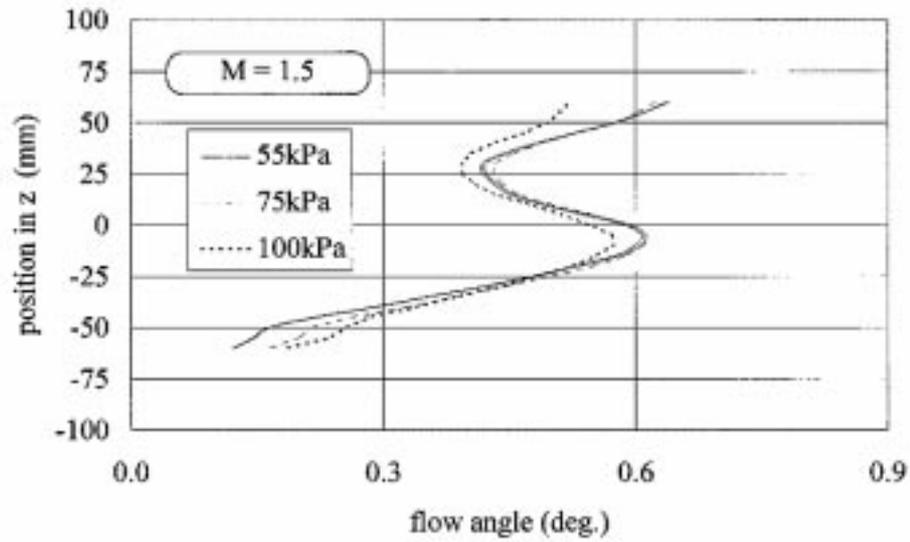


図 21-1 z 軸上の風向分布(M=1.5)

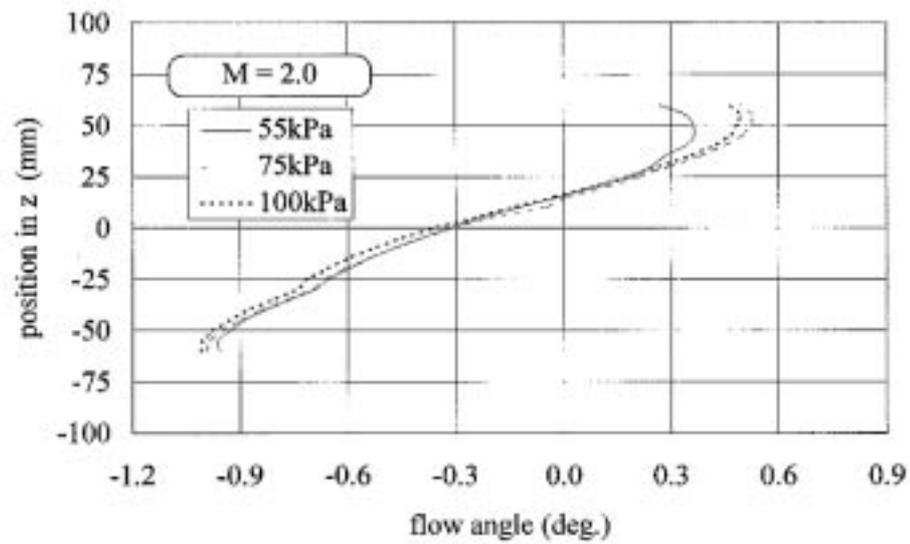


図 21-2 z 軸上の風向分布(M=2.0)

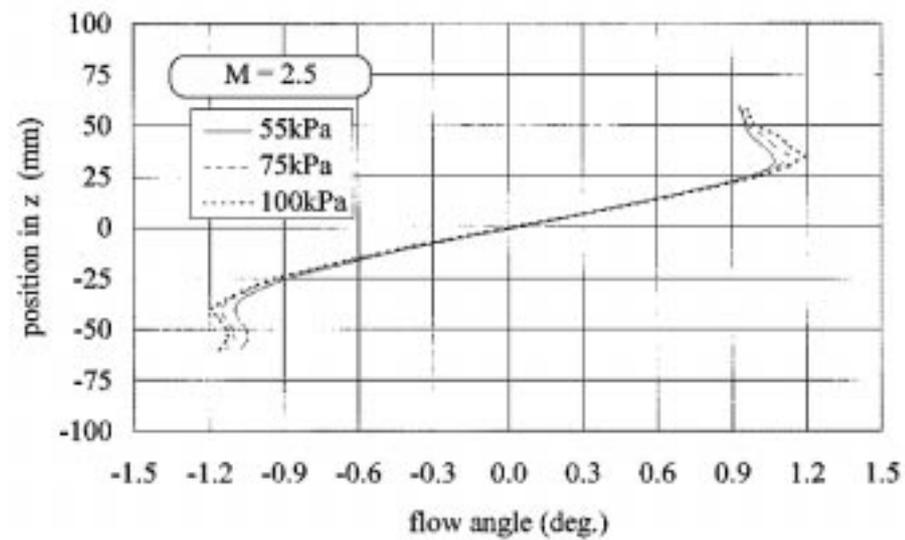


図 21-3 z 軸上の風向分布(M=2.5)

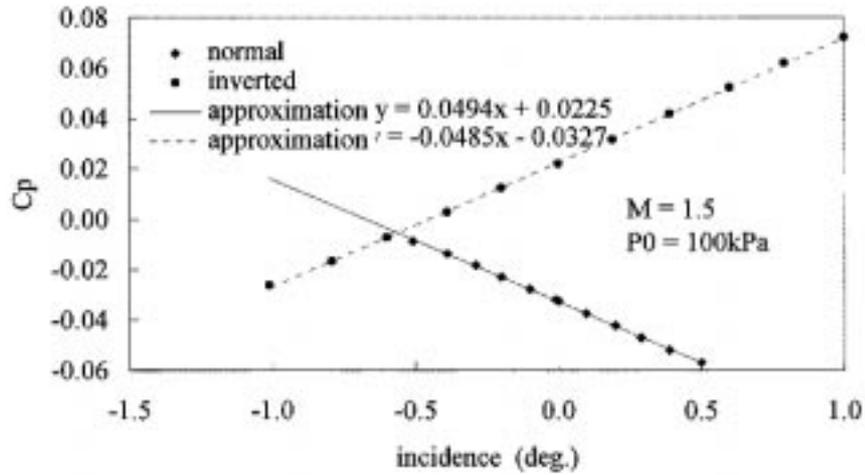


図 22-1 ヨーメータ較正試験結果例(M=1.5)

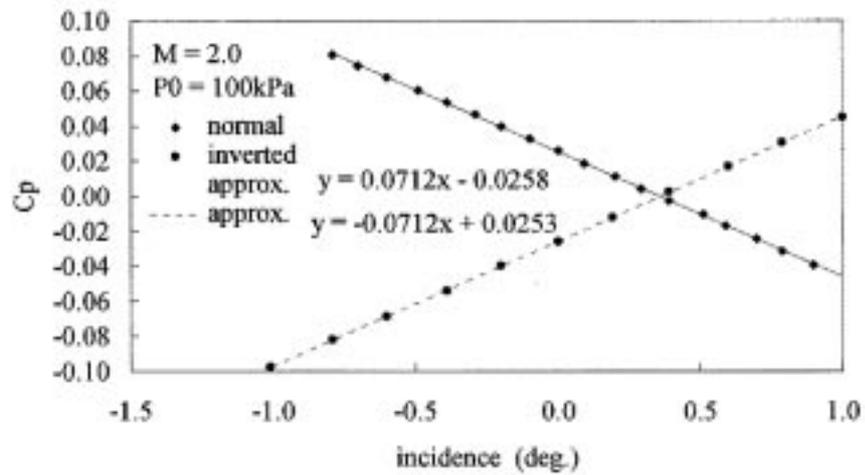


図 22-2 ヨーメータ較正試験結果例(M=2.0)

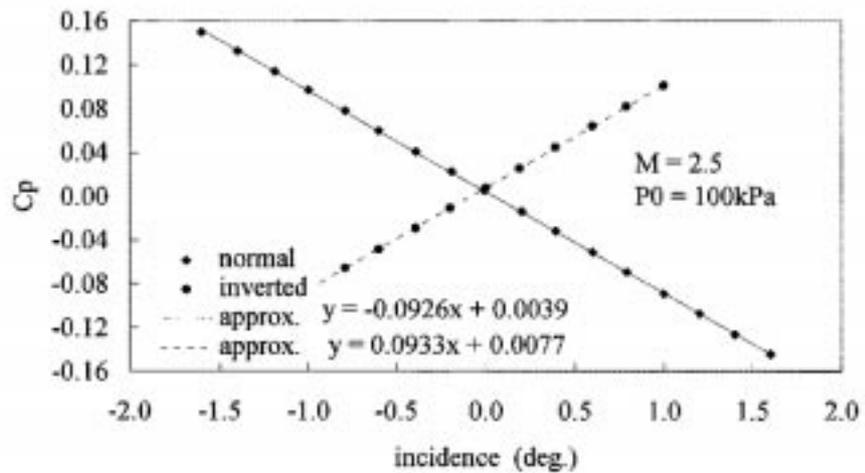


図 22-3 ヨーメータ較正試験結果例(M=2.5)

するようにした。

マッハ数 1.5 では、測定部上下方向の非対称性が顕著に現れているが、マッハ数 2.0 と 2.5 では反対称な風向分布で、中心位置でも膨張流れが持続していることを示している。マッハ数 1.5, 2.0, 2.5 における本可変ノズル形状で

のナビヤ・ストークス方程式の数値計算結果をマッハ数分布の図 19 に併せて示している。マッハ数 1.5 では測定部中心付近の流れは全体的に上方に流れ、数値計算結果とは大幅に異なった流れを示している。一方、マッハ数 2.0 では両者は良く一致しており、可変ノズルのかなりの部分で境

界層が層流に維持されている事を示唆している。マッハ数が 2.5 では、膨張流れであることには変わりがないが、その広がり角には大きな差異が観られる。測定部気流の鉛直方向の向きのこうした分布が形成された原因を特定するには、上下可変ノズル上の境界層の状態を正しく計測する必要がある。

## 6. ピトー圧変動

気流が測定部に達するまでの可変ノズル壁面上で境界層が層流から乱流へ遷移すると、遷移領域から乱流境界層にかけて境界層内部の様々な変動が主流中へ現れ、圧縮波として下流へ伝播していくことが指摘されている。この変動は超音速流れの風洞試験で模型表面の境界層を遷移させることが指摘されており、この変動を極力抑えることが求められている。このため、超音速ノズルは測定部壁まで境界層が層流に維持されていることが最も望ましいことになる。超音速風洞ではこうした圧力変動が少ない風洞を特別に静粛風洞と呼んでいる。本超音速風洞は静粛性の達成が大き

な目標の一つである。

ピトー圧変動の計測は、この壁からの圧力変動を気流中に本来含まれている圧力変動と共に計測していることになる。文献 3 )では、風洞気流が静粛であるためには、ピトー圧変動の実効値のピトー圧に対する比(ピトー圧変動率)が 0.1% 未満である必要があるとしている。本試験では、ピトー管の先端に Kulite の XCQ62 の差圧型超小型圧力変換器を直接図 23 の様に取り付け、TEAC 製の 100kHz まで歪み率が  $-3\text{dB}$  以下の高帯域直流増幅器 SA-56 により信号を 250 倍又は 500 倍に増幅した後に、既述の FFT アナライザに取り込んで、データ処理を行った。差圧型圧力変換器の基準圧として実験室の大気圧を用いた。

図 24 に例示するように、周波数応答に関しては 40kHz 以上で急激にパワースペクトル密度が下がりその後平坦になっていることから、集合胴総圧変動の時と同じく、40kHz 以上の圧力変動では殆ど感度がなく、又はノイズの侵入による感度の劣化があるものと推定される。40kHz 以上に観られるパワースペクトルの鋭い何本かのピークは計測に伴う何

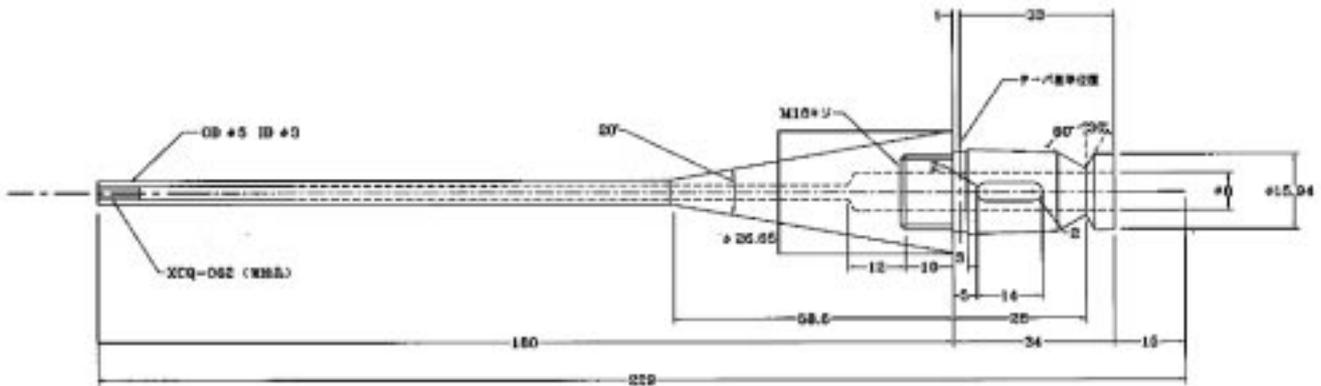


図 23 ピトー圧測定用プローブ

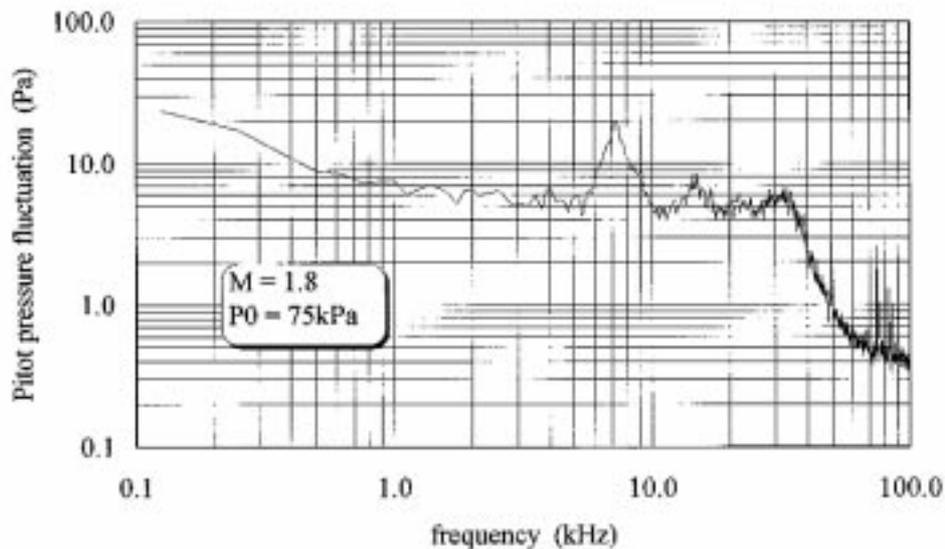


図 24 ピトー圧変動のパワースペクトル測定例

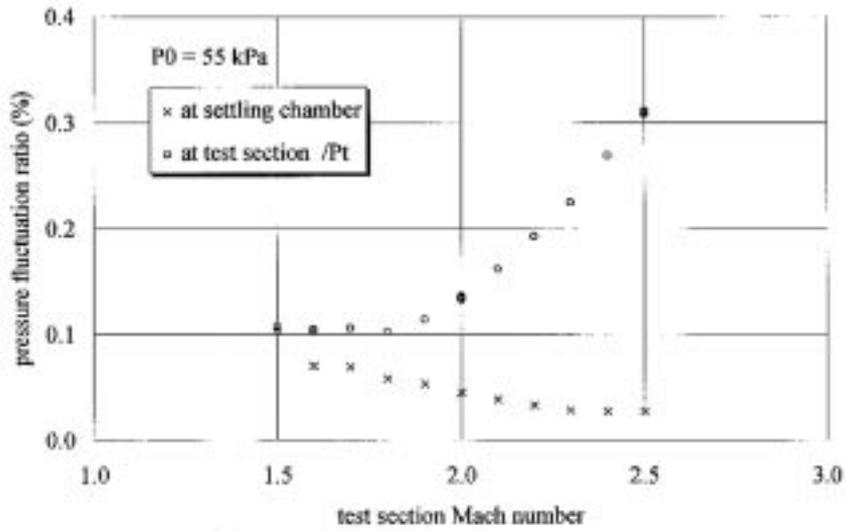


図 25-1 ピトー圧変動実効値のマッハ数依存性

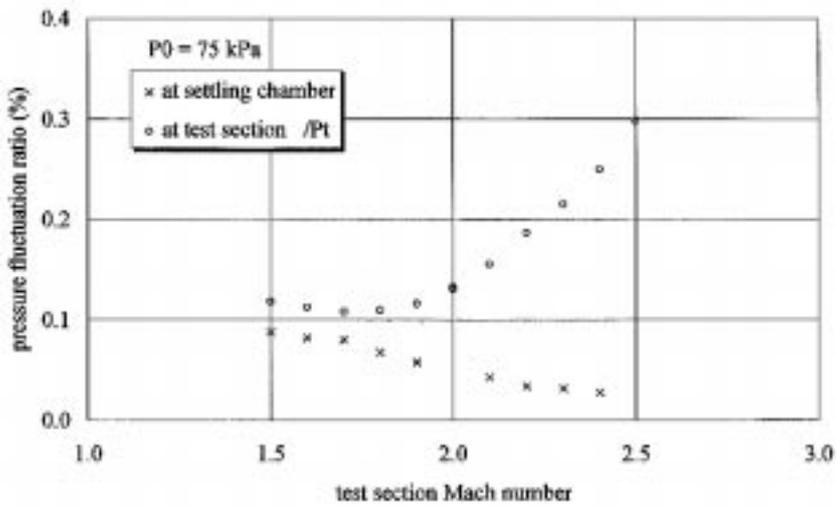


図 25-2 ピトー圧変動実効値のマッハ数依存性 (P0=75kPa)

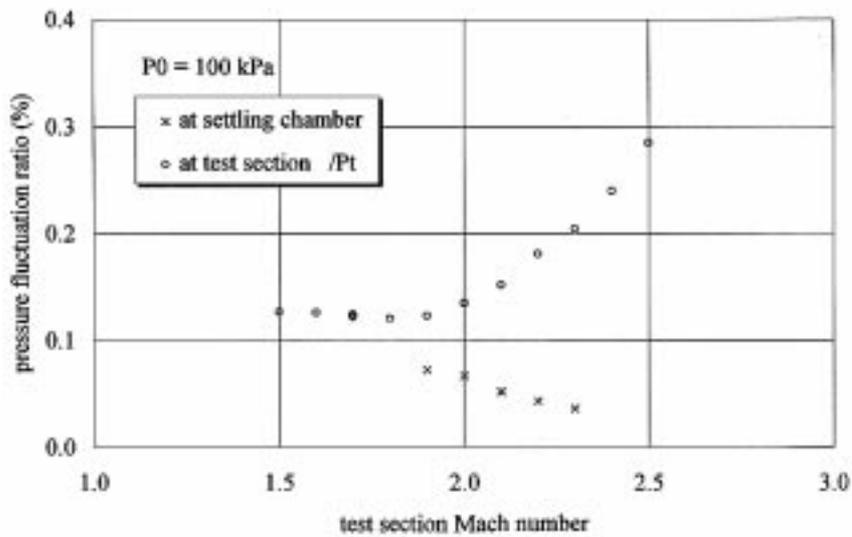


図 25-3 ピトー圧変動実効値のマッハ数依存性 (P0=100kPa)

らかのノイズと考えられ、ここでは論じないことにする。

測定結果は図 25 の様になり、試験した総ての場合では測定部一様流のピトー圧変動率が 0.1% 未満という条件を達成していない。図 11 ではマッハ数の増加につれて風洞総圧に対する集合胴のピトー圧変動(総圧変動率)が単調に減少していくことが観察されている。これと比較すると、図 25 ではマッハ数 1.8 付近からピトー圧変動率が増加し始め、マッハ数 1.9 以上では変動率は急激に増大するようになる。この事実はマッハ数 1.9 以上で、集合胴からノズル上流部の間で何

らかの圧力変動を誘起するような流れの現象が発生しているものと考えられる。

図 26 はピトー圧変動のパワースペクトルと集合胴総圧のパワースペクトルを比較したものである。マッハ数が 1.5 の場合には、両者は 30kHz 以上の領域を除き定量的にも極めて似ており、周波数が 30kHz 以下の領域では集合胴内の総圧変動は若干の減衰を経て、ピトー圧変動として測定されている。このことから、測定部ピトー圧変動を 0.1% 未満に抑えるには、集合胴内の圧力変動を風洞総圧の 0.1%

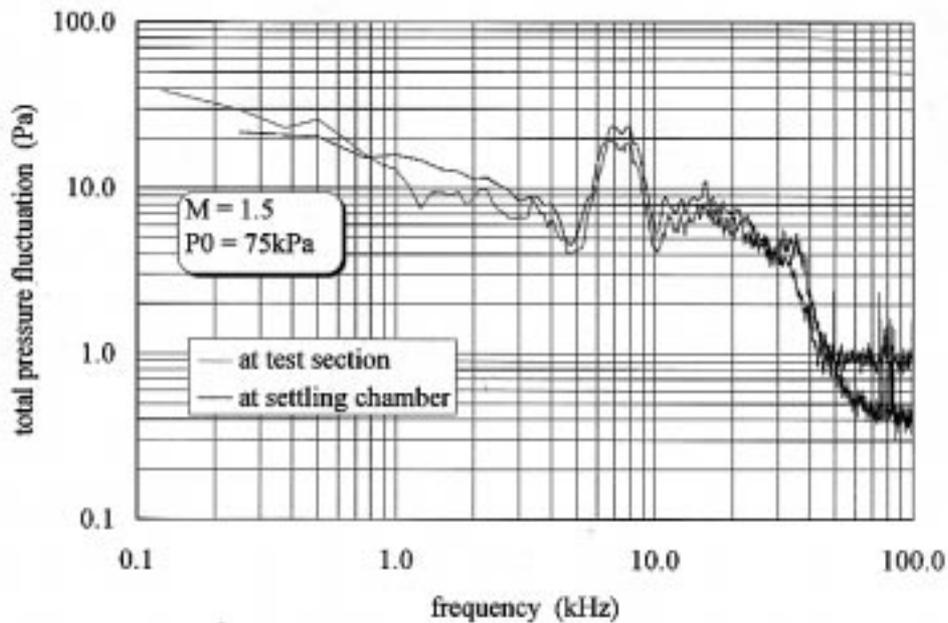


図 26-1 測定部ピトー圧変動と集合胴総圧変動のパワースペクトル比較 (M=1.5, P0=75kPa)

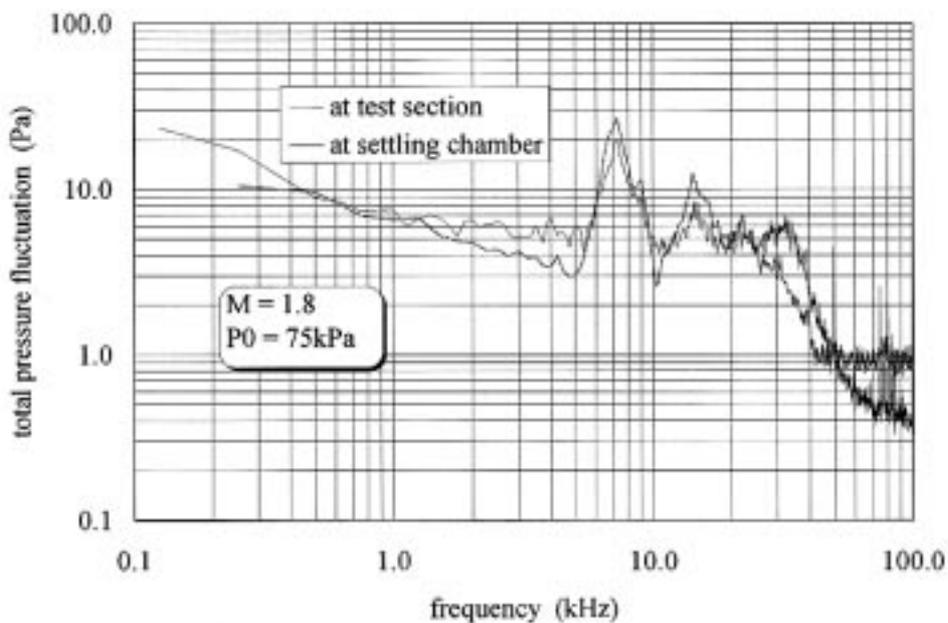


図 26-2 測定部ピトー圧変動と集合胴総圧変動のパワースペクトル比較 (M=1.8, P0=75kPa)

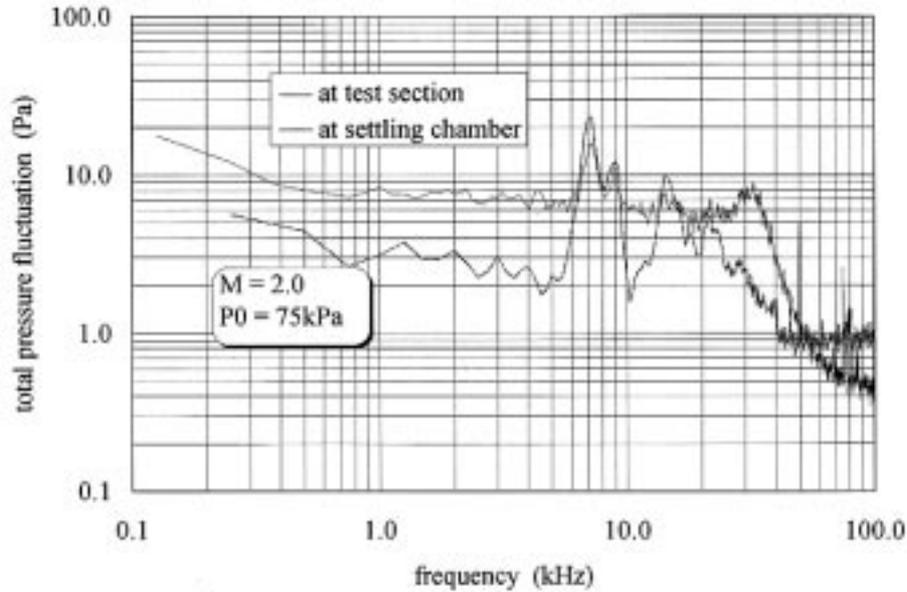


図 26-3 測定部ピトー圧変動と集合胴総圧変動のパワースペクトル比較  
( $M=2.0, P_0=75\text{kPa}$ )

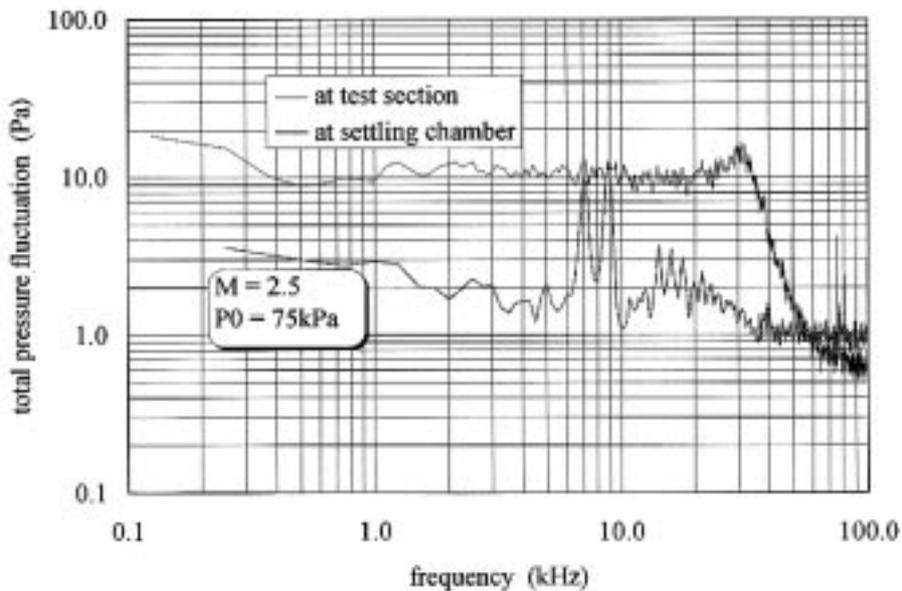


図 26-4 測定部ピトー圧変動と集合胴総圧変動のパワースペクトル比較  
( $M=2.5, P_0=75\text{kPa}$ )

未滿に抑えておく必要があり、集合胴内の圧力変動の上限値の指針としては 0.1% の方が 0.2% よりも適していると言える。

風洞総圧を 75kPa に保ち、マッハ数を増やしていくとマッハ数 1.8 で、流体が集合胴から測定部に達する間に、1 ~ 5kHz と 25kHz 以上の周波数域でスペクトル密度が増大しているのが観察される。マッハ数がそれ以上に増大すると、この部分以外の周波数域でもこの領域でスペクトル密度が全体的に増大し、且つそれ以下の低周波数域でほぼ様なスペクトル密度を示すようになる。図 27 に示す

ように、25kHz 以上で 30kHz 付近にピークを持つパワースペクトル密度の山の部分はマッハ数が高くなるとその増大する傾向はより顕著となる。マッハ数 1.5 と 2.0 の間での、この周波数域でスペクトル密度が顕著に増大している。また、6 ~ 9kHz 間でのパワースペクトル密度の高いピークはマッハ数の増大と共に下がっていくのが認められる。

## 7. まとめ

0.2m 超音速風洞の圧力変動計測のうちで、圧縮機下流の風路に沿った騒音、集合胴圧力変動、測定部気流分布、

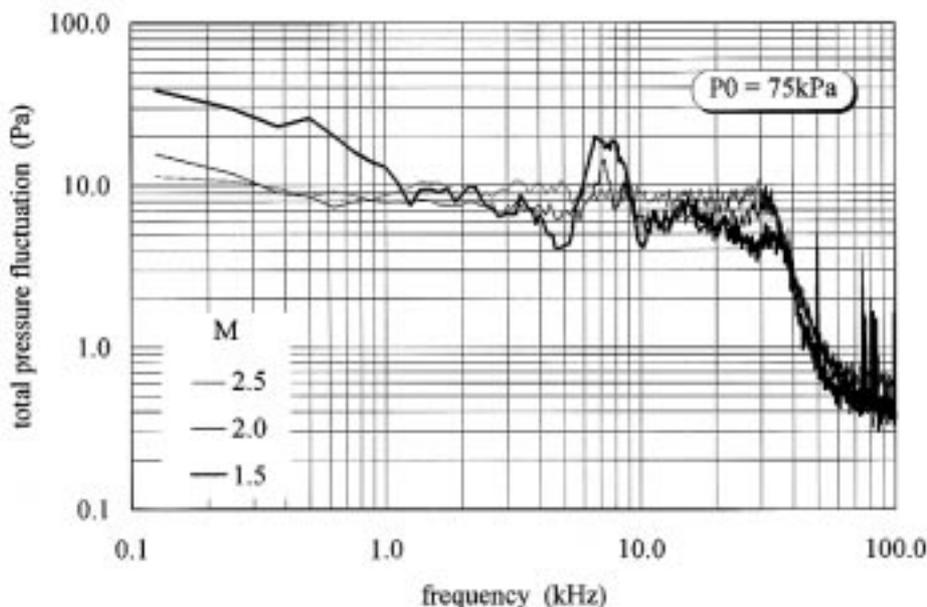


図 27 測定部ピトー圧変動のパワースペクトルのマッハ数依存性 ( $P_0=75\text{kPa}$ )

測定部中心でのピトー圧変動を測定し、以下のような考察結果を得た。

風路 5ヶ所での騒音計測結果から、圧縮機で発生した騒音は集合胴に達するまでに約 20dB 減衰する。特に圧縮機直下流にある熱交換器を通過すると、10dB 以上の音圧減少が観測され、その下流から集合胴までの流路では更に約 10dB 程度の音圧減少が観測された。この結果、本超音速風洞の圧縮機駆動用電動機をパワーアップして、風洞総圧 3 気圧で運転を行っても、集合胴出口での音圧変動は風洞総圧の 0.1% 未満に抑えることができ、静粛性を要求するような超音速風洞に対しても、軸流圧縮機を回流式連続式超音速風洞に採用することが可能である。

集合胴圧力変動はマイクロフォンと小型圧力変換器の二通りの方法で測定し、ほぼ同じ結果を得た。また、総圧変動率は総てのマッハ数の範囲で風洞総圧の 0.2% 未満の値を示し、集合胴内での総圧変動率に適用されている静粛風洞実現のための指針を満たすことができた。しかしながら、測定部におけるピトー圧変動の測定結果によると、0.1% に抑える必要がある。この新たな指針に対しては、現在の集合胴圧力変動は総圧 100kPa ではマッハ数 1.5 と 1.6 でこの指針を満たしていない。また、現在の風洞をパワーアップしてより高圧で運転する場合には、この新しい指針を満たせない場合が発生する。より効率の高い圧縮機の使用が有効な対策の一つとして考えられる。

測定部 z 軸上のマッハ数分布は可変ノズルの設定マッハ数に依存して大きく変化する。マッハ数 1.7 ~ 2.3 では、中心部が上下の壁付近に比べて高いマッハ数を示している。マッハ数 1.5 ~ 1.6 及び、2.5 では、マッハ数分布は z 軸上に沿ってほぼ一様な分布を示している。マッハ数

2.0 と 2.5 の流れでは、z 軸上での風向は測定部で膨張流れを示している。マッハ数 2.0 の時の層流境界層を前提とした数値計算結果と実験結果とを比較すると、良く一致している。マッハ数 1.5, 2.5 では数値計算結果とはマッハ数 2.0 の時ほど良く一致していない。

総てのマッハ数でピトー圧変動率は 0.1% 以上の値となった。また、マッハ数 1.9 以上では変動率がマッハ数の増加とともに急激に増大しており、集合胴から測定部にかけて、圧力変動を新たに発生させる現象が発生していることを示している。

0.2m 超音速風洞は低乱れの高レイノルズ数風洞を実現するために、既存の風洞設計ではあるが、きわめて慎重に設計し、製作することを心がけた。低乱れに関する設計時の目標としては、測定部気流のピトー圧変動が 0.1% 未満としたが、本報告で示したように、計測の結果は目標値を達成できていない。今後は、その原因について、詳細な検討と実験を重ね、高い生産性を持つ連続回流式の低乱れの超音速風洞の実現に必要な技術を確立する予定である。

謝辞：本論文で示した数値計算結果の計算コードは数理解析部高木亮主任研究官のものを利用した。ここに感謝の意を表する次第である。

#### 参考文献

- 1) Hideo SAWADA, Kouichi SUZUKI, Asao HANZAWA, Takasi KOHNO and Tetsuya KUNIMASU: "The NAL 0.2m Supersonic Wind Tunnel", NAL TR-1302T, (1996)
- 2) 日本音響材料協会：「騒音対策ハンドブック」, 技報堂 (1967) pp. 388-389

- 3) Stephen W.D. Wolf and James A. Laub: "Low-Disturbance Flow Measurements in the NASA-Ames Laminar Flow Supersonic Wind Tunnel", AIAA Paper 96-2189, (1996)