

1m × 1m 超音速風洞測定部境界層測定試験

渡辺光則、飯島秀俊、佐藤衛、永井伸治（宇宙航空研究開発機構）
西島寛典、木村毅（IHI エアロスペースエンジニアリング）、板橋幸広（航空宇宙技術振興財団）

A Measurement of Turbulent Boundary Layer Thickness at the JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel

Mitsunori WATANABE, Hidetoshi IJIMA, Mamoru SATO, Shinji NAGAI (JAXA)
Hironori NISHIJIMA, Tsuyoshi KIMURA (ISE), Yukihiko ITABASHI (JAST),

概 要

JAXA 吹出式 1m × 1m 超音速風洞においては、平成 11 年度から平成 12 年度に行われた風洞改修後ユーザ試験と並行して、各種の気流特性試験を実施している。本報告では、風洞測定部中心下壁において境界層厚さを調べたので、その結果について述べる。

1. はじめに

平成 11 年から平成 12 年にかけて、JAXA 吹出式 1m × 1m 超音速風洞上流部の改修が実施された。本改修の成果の一つとして、主要マッハ数において、測定部気流マッハ数の一様性が $\pm 0.5\%$ の範囲で概ね達成された。その一様性の保証範囲は、測定部中心より上下方向 $Z = \pm 300\text{mm}$ × 左右方向 $Y = \pm 300\text{mm}$ × 気流方向 $X = \pm 500\text{mm}$ の領域である。この成果により、風洞ユーザには改修前に比べて良質な一様流の提供ができるようになった。しかし、ユーザ試験においては、測定部中心より上下方向 $\pm 300\text{mm}$ の一様性の保証範囲外で試験が実施される場合がある。実例としては、大型の細長物体模型による大迎角試験が上げられる。このような場合、マッハ数の保証された一様流中に模型があるのか、すなわち測定部境界層の影響の有無が問題となる。このような問題を解決するために、境界層の厚さを測定することとした。

本超音速風洞のノズルは、上下の可撓板により形状を形成する 2 次元可変ノズルである。従って、測定部の上下壁／左右壁の片面で、測定部の入口／出口の境界層厚さを測定すれば、測定部全体の境界層厚さが概ね把握できる。本報告では手始めとして、測定部中心下壁の境界層の厚さをピトー総圧 $Po2$ 測定により調べたので、その結果について述べる。

2. 試験装置

2.1 模型

境界層の厚さは、総圧管プローブ模型でピトー総圧 $Po2$ を測定することにより調べた。図 1 から図 3 に示すように総圧管プローブ模型は、トラバースタイプ模型と櫛形模型の 2 形態である。それらのうち櫛形模型については、高さの異なる 2 種類を用いた。模型の取付けにおいては、測定部上下壁の境界層補正勾配 5/1,000 を考慮して、模型のプローブ先端部端面（入口端面）が水平になるように風洞下壁部に固定した。

図 1.1 及び図 1.2 にトラバースタイプ模型の寸法と同模型写真を示す。プローブ部の先端は平たい台形で、幅 1.2mm × 厚さ 0.5mm 、プローブ部の長さは 80mm である。また動作可能範囲（有効ストローク長）は測定部下壁面より鉛直上方へ 150mm である。通風におけるデータ取得時の動作制御は、ステップ制御で行った。なお、本模型は JAXA の第 2 遷音速風洞（2 次元風洞）で使用されたトラバースタイプ総圧管プローブ模型及び参考文献 2) を参考に製作した。

図 2 及び図 3 に、測定部下壁面より鉛直上方へ 120mm まで測定できる 15 列-H120 櫛形模型、及び同 150mm まで測定できる 15 列-H150 櫛形模型²⁾の寸法と同模型写真を示す。プローブの寸法は外径 $\phi 1.0\text{mm}$ × 長さ 10mm である。また間隔は一定でなく 3, 5, 10 及び 15mm の組み合わせで、測定部下壁面近傍側の方を狭くした。

2.2 ピトー総圧 P_{o2} 測定系

図4にピトー総圧 P_{o2} 測定の系統図を示す。トラバースタイプ模型にはスキャニバルブ製PDCR圧力センサーを、また15列櫛形模型には、同製電子走査式ZOC圧力センサーを使用した。測定レンジは両圧力センサーとも50PSIである。

3. 風洞試験

3.1 測定部内寸法

図5に測定部内の概要寸法を示す。主な寸法等は、以下の(1)から(3)の通りである。

- (1) 測定部サイズ
 - ・全長1,800mm、1m×1m正方形断面
 - ・上下壁に5/1,000境界層補正勾配有り
- (2) 測定部中心位置（気流方向 $X=0$ mm）
 - ・測定部出口より上流へ1,000mmの位置、すなわちシュリーレン窓の中心
- (3) 風洞マッハ数検出用静圧孔位置
 - ・測定部中心より上流へ $X=640$ mmの位置（左右側壁に各3点）
 - ・本報告で使用した風洞静圧 P_{∞} は、この位置で測定したものをを用いた。

3.2 試験条件及びピトー総圧 P_{o2} 測定位置

図6に試験条件及びピトー総圧 P_{o2} 測定位置を示す。

(1) 試験条件

図6に示すようにマッハ数 M_{∞} は1.4、2.0、3.0及び4.0、集合胴圧力 P_o はそれぞれのマッハ数のノミナル値である。またレイノルズ数 Re_{∞} は、 $2.3 \sim 6.1 \times 10^7$ [1/m]である。

(2) ピトー総圧 P_{o2} の測定位置

図6に示す「測定位置①」は、測定部中心 ($X, Y=0$ mm) で、測定部下壁面より鉛直上方へ3～120mmの範囲である。この測定位置で使用した模型は、トラバースタイプ模型及び15列-H120櫛形模型である。また「測定位置②」は、気流方向：中心 ($X=0$ mm)、東西方向：測定部中心より東へ130mmで、測定部下壁面より鉛直上方へ5～150mmの範囲である。模型は、15列-H150櫛形模型を使用した。

(3) 測定の手順

最初に櫛形模型により、一様流と境界層の概略分布を把握する。次にトラバースタイプ模型で境界層の外縁境界付近を細かく測定して、より正確な一様流と境界層の境界位置を把握する。

4. 試験結果

4.1 境界層マッハ数分布

図7.1から図7.4に、マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ 、2.0、3.0及び4.0で取得した測定部下壁付近の境界層マッハ数分布を示す。ピトー総圧 P_{o2} は、風洞静圧 P_{∞} を使用してマッハ数に換算³⁾した。

図7.1及び図7.3には、15列-H120櫛形模型のデータ再現性 ($M_{\infty}=1.4$:Run No.22689/22768、 $M_{\infty}=3.0$:Run No.22687/22769) を示す。測定部下壁面付近で多少違いがあるが、概ね良好である。

図7.1から図7.3に、マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ 、2.0及び3.0での、櫛形模型（15列-H120／H150櫛形模型）による測定部中心 ($Y=0$ mm) と中心より東へ $Y=-130$ mmの位置の違いによる比較を示す。 $M_{\infty}=1.4$ で若干の相違があるものの、全体的にはほぼ一致している。

トラバースタイプ模型と15列-H120櫛形模型のデータを比較すると、 $M_{\infty}=1.4$ で測定部下壁面付近と境界層外縁付近で若干の相違がある。しかし全体的には全てのマッハ数 M_{∞} で概ね一致している。若干のデータの相違については、模型形状の相違による影響と考えられる。

4.2 境界層厚さの定義

一般的に境界層厚さは、壁面から一様流の99% ($0.99U_{\infty}$) の速度になるまでの距離と定義される⁴⁾。しかし本報告では、ユーザ試験の実用上の観点から、気流検定試験（マッハ数分布測定試験）¹⁾結果より一様流有効範囲を定め、それ以外の部分を境界層厚さとしてとすることとする。

本超音速風洞の測定部マッハ数の一様性は、上記「1. まえがき」で述べた領域で、マッハ数分布の平均値を中心として $\Delta M \pm 0.5\%$ 以内（規定値）の一様性が概ね達成されている。本報告ではこれに基づき、マッハ数が上記規定値内にある位置までを一様流有効範囲と定める。また規定値から外れた位置から測定部下壁面までを、境界層厚さとする。

4.3 一様流有効範囲と境界層厚さ

図8.1から図8.4には、トラバースタイプ模型で取得した境界層マッハ数分布、マッハ数の一様性規定値 ($\Delta M \pm 0.5\%$) 及び同規定値を基に求めた一様流有効範囲と境界層厚さを示す。また図9には、図8.1から図8.4の総括を示す。

図8.1から図8.4及び図9に示すように、一様流有効範囲の最大は $M_{\infty}=2.0$ の場合で435mm、最小は $M_{\infty}=4.0$ の場合で412mmである。

5. まとめ

JAXA吹出式1m×1m超音速風洞の測定部中心下壁で、ピトー総圧 P_{o2} を測定して境界層厚さを調べた。ユーザ試験の実用上の観点から、マッハ数の一様性規定による一様流有効範囲を定め、主要マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ 、2.0、3.0 及び 4.0 における一様流有効範囲を求めた。

- (1) 一様流有効範囲は、測定部中心より約 412mm から 435mm の範囲にある。
- (2) 全体的に、境界層厚さはマッハ数 M_{∞} 増加に伴い厚くなる傾向を示した。

今後は測定部の入口（下壁）及びシュリーレン窓中心（側壁）での境界層厚み測定を実施する予定である。

6. 参考文献

- 1) 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二; 1m × 1m 超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について, NAL SP-51, 2001, PP.85-101
- 2) Eart R. Keener and Edward J. Hopkins; Accuracy of Pitot-Pressure Rakes for Turbulent in Supersonic Flow, NASA TND-6229, 1971.
- 3) Jerry M. Allen; Pitot-Probe Displacement in a Supersonic Turbulent Boundary Layer, NASA TND-6759, 1972.
- 4) 岩本順二郎; 圧縮性・粘性流体力学, 東京電機大学出版局, 1987年, 94-103 頁

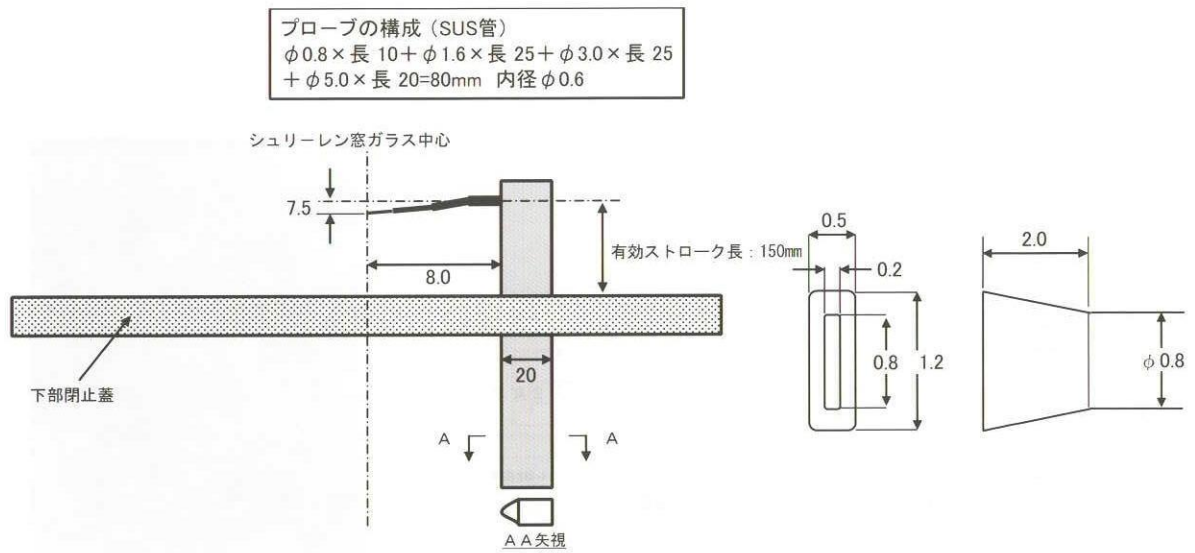


図 1.1 トラバースタイプ総圧管プローブ模型寸法

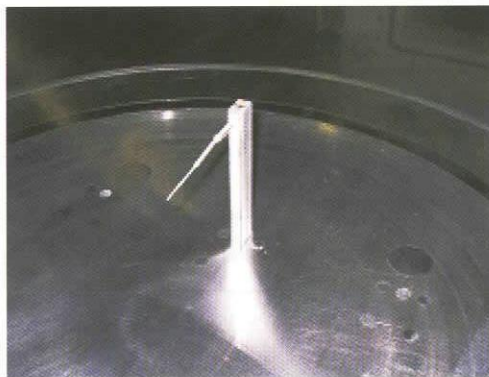


図 1.2 トラバースタイプ総圧管プローブ模型写真

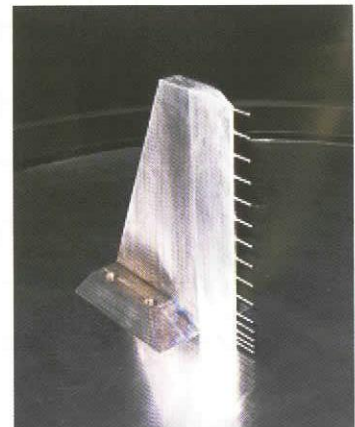
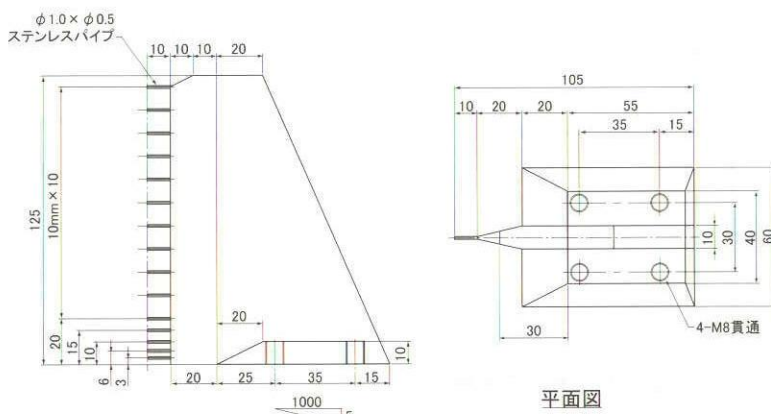


図 2 15 列-H120 楕形総圧管プローブ模型寸法/同模型写真

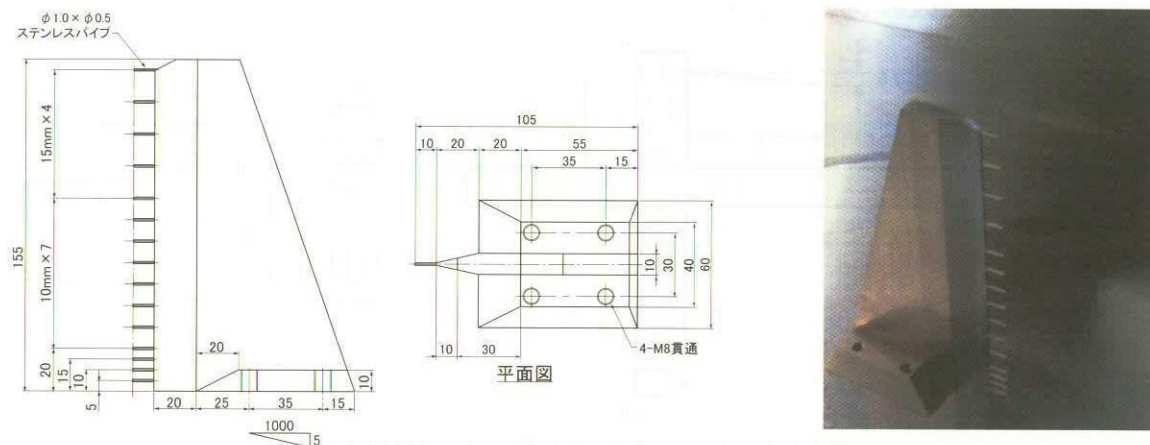


図3 15列-H150 櫛形総圧管プローブ模型/同模型写真

15 列-H120 櫛形総圧管プローブ模型: 15CH

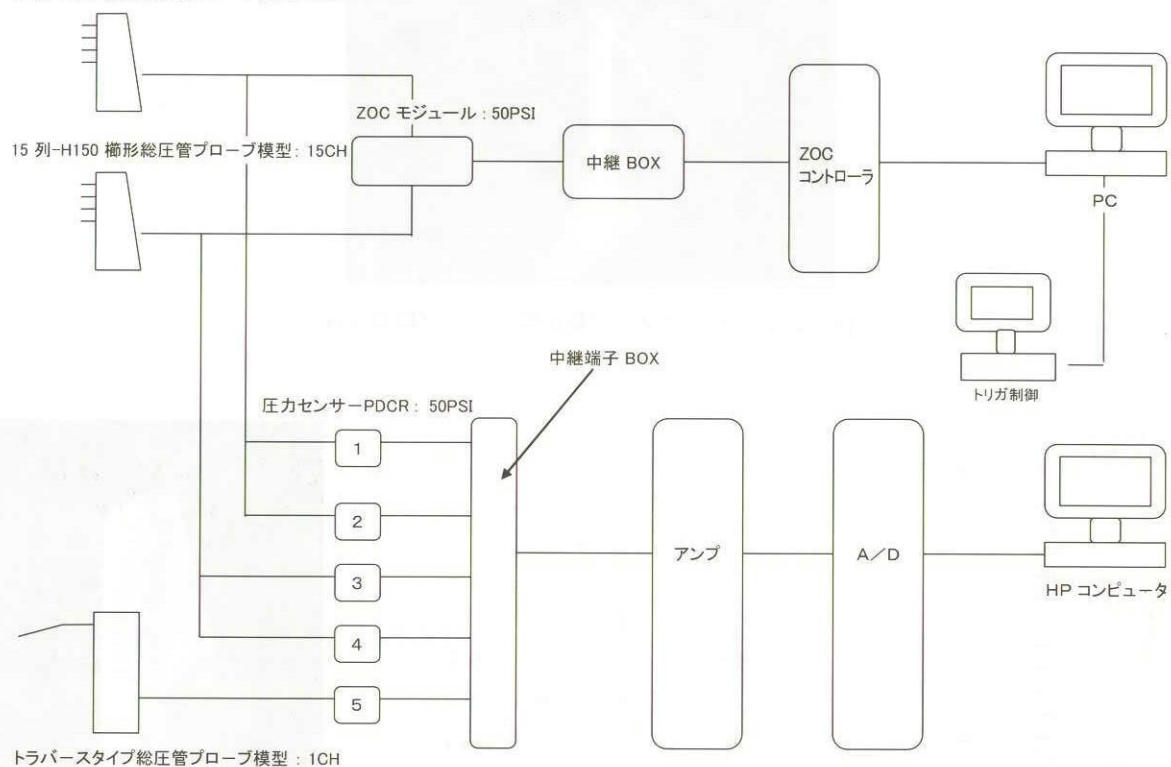
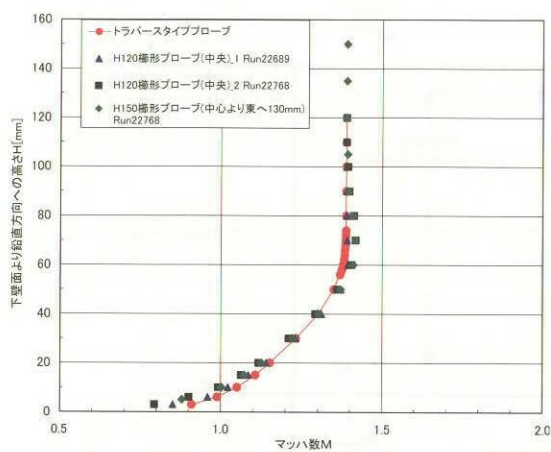
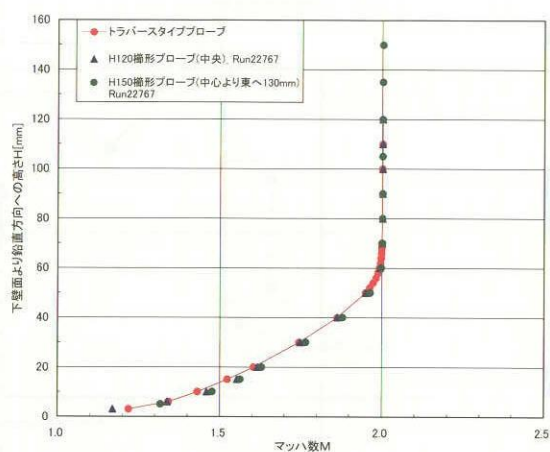
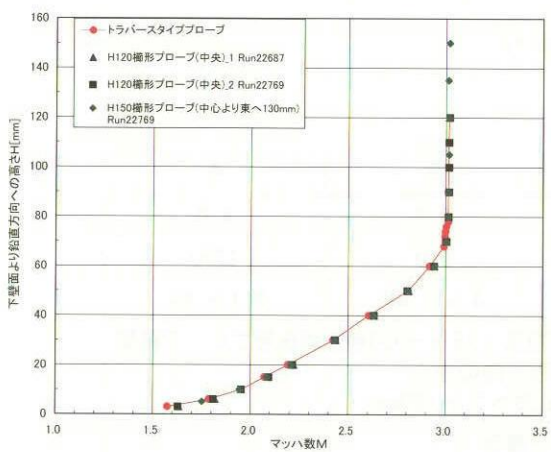
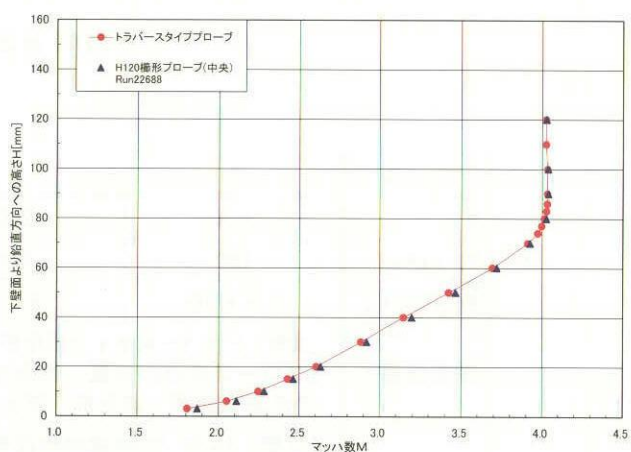
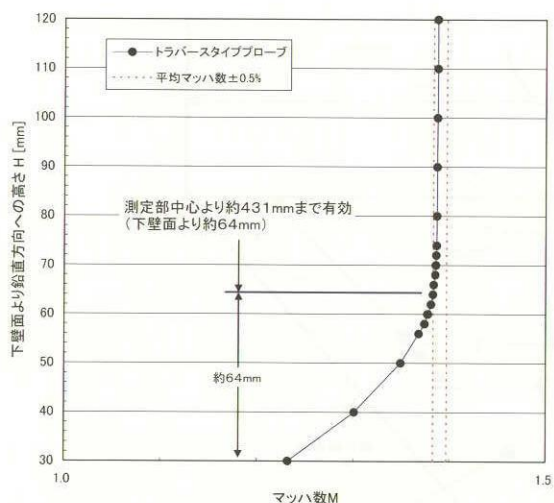
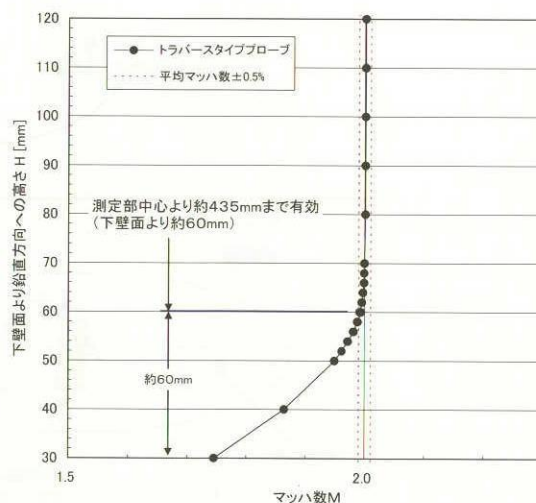
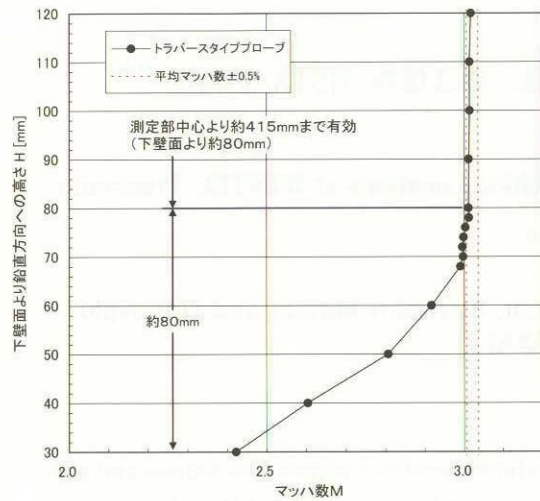
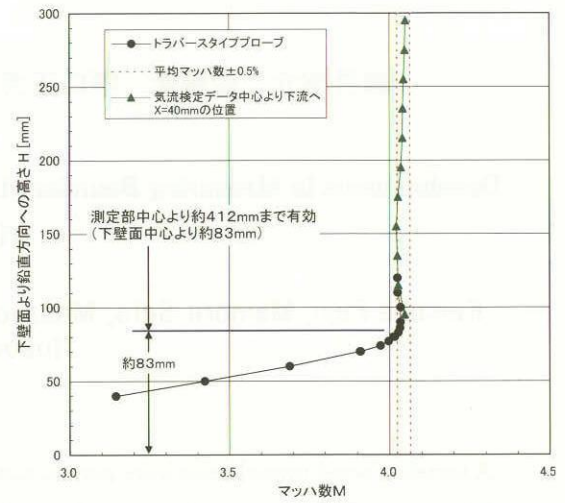


図4 ピトー総圧 Po2 測定の系統図

図 7.1 境界層マッハ数分布 ($M_{\infty}=1.4$)図 7.2 境界層マッハ数分布 ($M_{\infty}=2.0$)図 7.3 境界層マッハ数分布 ($M_{\infty}=3.0$)図 7.4 境界層マッハ数分布 ($M_{\infty}=4.0$)図 8.1 一様流有効範囲 ($M_{\infty}=1.4$)図 8.2 一様流有効範囲 ($M_{\infty}=2.0$)

図 8.3 一様流有効範囲 ($M_\infty = 3.0$)図 8.4 一様流有効範囲 ($M_\infty = 4.0$)

マッハ数 M_∞	1.4	2.0	3.0	4.0
一様流有効範囲 [mm] (測定部中心よりの距離)	431	435	415	412
境界層厚さ [mm]	64	60	80	83

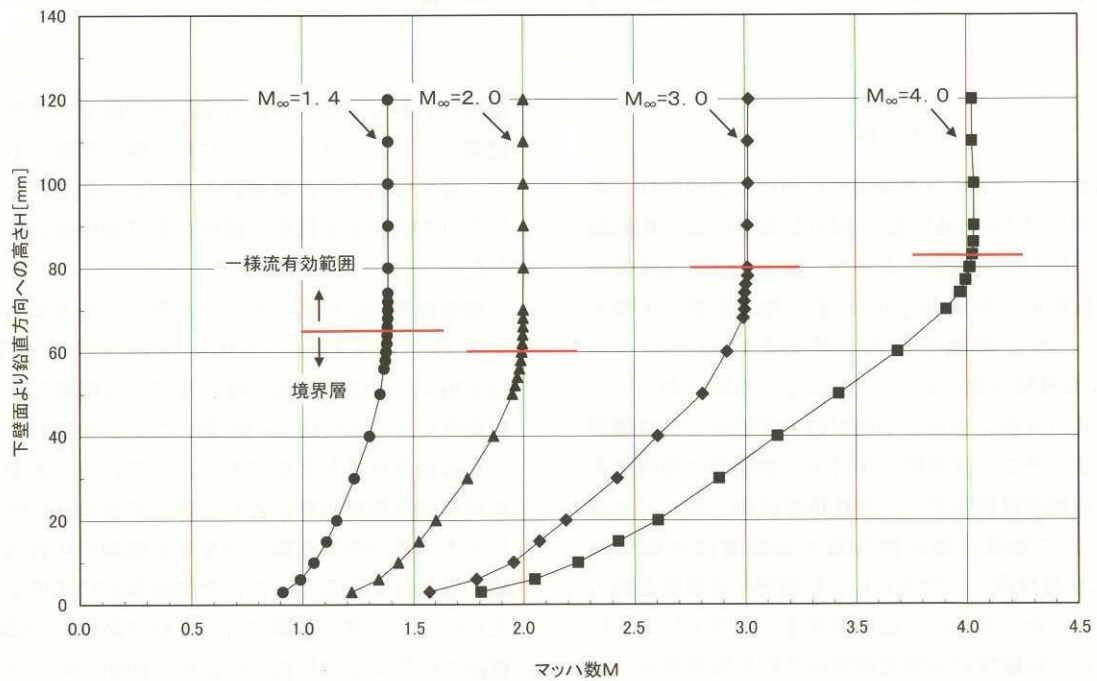


図 9 実用上の一様流有効範囲／境界層厚さ一覧