

## No. 11

## 1.27m, マッハ 10 極超音速風洞の気流検定結果について

平林則明、小山忠勇、津田尚一、関根英夫、永井伸治、榊原盛三  
(航空宇宙技術研究所)

## Flow Quality of the NAL 1.27m Mach 10 Re-machined Nozzle

Noriaki HIRABAYASHI, Tadao KOYAMA, Shoichi TSUDA, Hideo SEKINE,  
Shinji NAGAI and Seizo SAKAKIBARA (NAL)

## 1. まえがき

当研究所 (NAL)、1.27 m 極超音速風洞<sup>1)</sup>は、1995 年初頭に竣工した。竣工直後に実施したピトーレークに依るマッハ数分布測定試験の結果、測定部マッハ数の一様性は平均マッハ数に対し 3% の変動があり、比較的強い圧力波の存在が確認された。一方、1990 年の初め頃から世界の代表的な極超音速風洞は、気流の質の向上を図る目的で次々にノズルの再加工が行われた。その背景には、CFD による評価法の飛躍的な発達がある。古典的な手法 (MOC/BL) によって設計されたノズルは、新たに開発された CFD 法で高精度に評価できるようになった。NAL に於いても今般、ノズルを新たに製作するのではなく、既存のノズルを再加工する方法で気流特性の改善を行った。この方法を採用すると、短期間に少額の経費で良質の気流を得る事が期待できる。ここでは、CFD による評価法を用いて以下に述べるようなトライアンドエラーによる手法で圧力波を取り除くことを試みた。その結果、気流の一様性は目標を上回る平均マッハ数の  $\pm 0.4\%$  を達成することが出来た。CFD は、何れも NS-コードであるが、二つの異なったコードを用いて検討した。最初にオリジナルノズルでの気流の特性を CFD でどの程度まで把握できるかを評価した。次に、ノズルコンタ

をスムージング手法で修正しつつ評価を繰り返して、強い圧力波のない一様流が得られる形状を求めた。各段階でのスムージングの効果の判定にも CFD を用いた。

## 2. マッハ数分布測定法とその精度

気流のよどみ点圧力  $P_0$  及びよどみ点温度

$T_0$  の設定値は、各々 2.5- 8.5 Mpa, 1070K である。測定部 (Fig.1) のマッハ数分布はピトーレークを水平 (Y 軸方向分布)、或いは垂直 (Z 軸方向分布) 姿勢にして測定した。再加工前の試験で使用したピトーレークは、中心より左半分は 50mm 間隔で 13 本のピトー管が、また右半分は同様に 50mm 間隔で 12 本の総温度プローブが装着されている。再加工後の試験では、更に詳細な分布データを得るために全幅が 900mm、10 mm 間隔に計 91 本のピトー管を装着した高分解能ピトーレークを用いて測定した (Fig.1)。トラバース装置を併用することにより 1 ブロー当たり最大、91 点  $\times$  9 断面 = 819 箇所のマッハ数が測定できる。この場合、総温度は再加工前のオリジナルノズルのデータから、整流筒で測定した総温度の 95% 程度以上の温度回復率として推測した。温度境界層は圧力境界層よりやや厚めと見積もれば問題ないものと考え測定していない。こ

のように決定した総温度の誤差がマッハ数に及ぼす影響は、 $\Delta M=0.01$ 程度である。

### 3. ノズルコンタ再加工上の留意点

ノズルは、スロート部を再製作することとし、膨張部は 0.5mm 以内の削代で内面を再切削した。切削代と加工精度は CFD による推算結果と機械加工精度を勘案して決定した。切削時には、寸法精度の管理だけでなく加工内面曲線の一次微分値  $dR/dX$  及び二次微分値  $d^2R/dX^2$  についても許容値内にあることを確認して加工<sup>2)</sup>した (Fig.2)。加工中は、以上の測定作業を頻繁に実施し、このデータを CFD によって推算し、強い圧力波が無いことを確認した。Fig.3 は、設計ノズル座標とこれを用いて再加工したノズル座標の無次元圧力勾配を示す<sup>2)</sup>。膨張部 1 及び接続部の段差 (Fig.1 参照) から発生する圧力波が認められるが、マッハ数のばらつきは再加工後のノズルで  $\pm 0.5\%$ 程度と推算された。

### 4. 再加工ノズルのマッハ数分布

(1) 再加工前後のノズルのマッハ数 ( $\gamma=1.4$  を仮定) 分布実測値の一例を Fig.4 に示す。加工前が平均マッハ数の  $\pm 1.5\%$  のばらつきであったのに対し、加工後は、 $\pm 0.4\%$ 程度に改善されていることが判る。また、流れ方向各断面のマッハ数分布の平均値は下流に向かってやや下がる傾向にある。その勾配  $dM/dX$  の値は、再加工前で 1m 当たり 0.045 であった。再加工後のこの値は世界の代表的な風洞<sup>3)</sup> の値  $dM/dX = 0.028 (1/m)$  と同程度に改善されていることが判る (Fig.9 参照)。

#### (2) マッハ数コンタ

Fig.5 は、測定部中心断面のマッハ数コンタを示す。この断面の総測定点数は、 $91 \times 71 =$

6461 点であり、気流コア直径 700mm 内の平均マッハ数 9.73 に対し、ばらつきは  $\pm 0.15\%$  以内であることが判る。Fig.6(a) はノズル X 軸方向 0 から 700mm の範囲にわたり 100mm 間隔で測定した垂直平面内のマッハ数コンタを示す。同様に Fig.6(b) は  $X=0-750$ mm の範囲における 50mm 間隔で測定した水平面内のマッハ数コンタを示す。完全ガスを仮定したマッハ数は、垂直平面内で 9.76-9.80 であり、水平平面内では 9.76-9.80 と同値であった。

#### (3) マッハ数分布 (ヒストグラム)

Fig.7 に単位レイノルズ数  $Re/m=3.6$  million (よどみ点圧力  $Po=6$ MPa) の場合のマッハ数分布を示す。Fig.7(a) は測定部中心断面内 ( $X=50$ cm、 $Y,Z = \pm 35$ cm ; Fig.5 の水平及び垂直線上に相当) 152 点のマッハ数のばらつきを示す。測定マッハ数の全てが  $\Delta M=0.03$  の範囲内、即ち平均マッハ数の  $\pm 0.15\%$  内に入ることが判る。同様に Fig.7(b) に示す測定部中心垂直及び水平面内 ( $X=0-(700)750$ mm、 $Y,Z = \pm 35$ cm; Fig.6(a)(b) に相当) 1917 点のマッハ数のばらつきは、測定点数の 95% が  $\Delta M=0.05$  の範囲 (平均マッハ数の  $\pm 0.25\%$ ) 内に収まっている。

#### (4) 圧力波発生位置の推定

Fig.8(a) は  $Re/m=1.6$  million ( $Po=2.5$ Mpa)、Fig.8(b) は  $Re/m=3.6$  million ( $Po=6.0$ Mpa) の場合の Y 方向 ( $\phi=0$ ) 及び Z 方向 ( $\phi=90$ ) のピトー圧力分布を示したものである。ノズル X 軸 0 から 700mm の範囲を 50mm 間隔で測定した断面分布で、見易くするために横軸に沿って等間隔にずらしてプロットしている。両図を比較するとよどみ点圧力  $Po$  を変えても分布曲線の形状は殆ど変わらないことが判る。従って、圧力波の発生位置は  $Re$  数に大きく依存しないものと推測できる。圧力のピーク位置を辿るとマッハ角にほぼ等しい直線が描け、その発生位置はノズルの膨張部 2 (Fig.1) 付近と推測できる。

(5) 吸込筒位置の影響

Fig.9 は、吸い込み筒 (Jet Catcher) を設計位置 (X=130cm) より 52cm 後退させた場合のマッハ数分布を示す。各断面の平均マッハ数の傾斜  $dM/dX$  は 0.028 (1/m) 程度であり、Fig.4 とほぼ同値である。従って、吸込筒の位置の変化が気流に及ぼす影響は小さいと言える。

なく、壁面曲線の一次或いは二次微分値の精度を厳しく管理することが極めて重要である。④吸込筒の位置の変化が気流の一様性に与える影響は小さい。気流の偏流角については目下測定中である。

文 献

5. まとめ

航技研 M10、127 cm 大型極超音速風洞のノズルを再加工することによって測定部気流の一様性を大幅に向上させることが出来た。CFDによる評価法とスムージング法を用いたトライアンドエラーによる手法によって圧力波を取り除くことに成功した。結果を要約すると次の通りである。①気流の非一様性は、目標値を上回る平均マッハ数の  $\pm 0.4\%$  以内を達成することが出来た。②本流れの改善においてノズル再加工時の切削代とその分布を決定するのにトライアンドエラーによる手法を用いたが、その評価にはCFDが用いられ、高い信頼性と有用性が確認された。③ノズルの圧力波の発生を防止し、気流の一様性の向上を図るためには、加工時に寸法の精度だけで

- 1) S.Nomura, et al. ; NAL New Hypersonic wind Tunnel System, AIAA Paper 95-5006
- 2) 三菱重工業 (株) ; 大型極超音速風洞 M10 ノズル対策, RTS-8885, 平成11年 8 月
- 3) W.T.Strike, et al.; A 1991 Calibration of the AEDC Hypersonic Wind Tunnels Nozzle Mach Numbers 6,8,and 10, AIAA-92-5092
- 4) S. Sakakibara, Y. Inoue (NAL, Chofu, Japan), A. Higashida, M. Inoue, K. Ishizaka (Mitsubishi Heavy Industries, Kobe, Japan), J. Korte (NASA Langley Research Center, Hampton, VA USA), J. Lacey (Aero Systems Engineering, St. Paul, Minn, USA); Modification of the NAL Hypersonic Wind-Tunnel Mach 10 Nozzle, 92<sup>nd</sup> Supersonic Tunnel Association International, October 1999

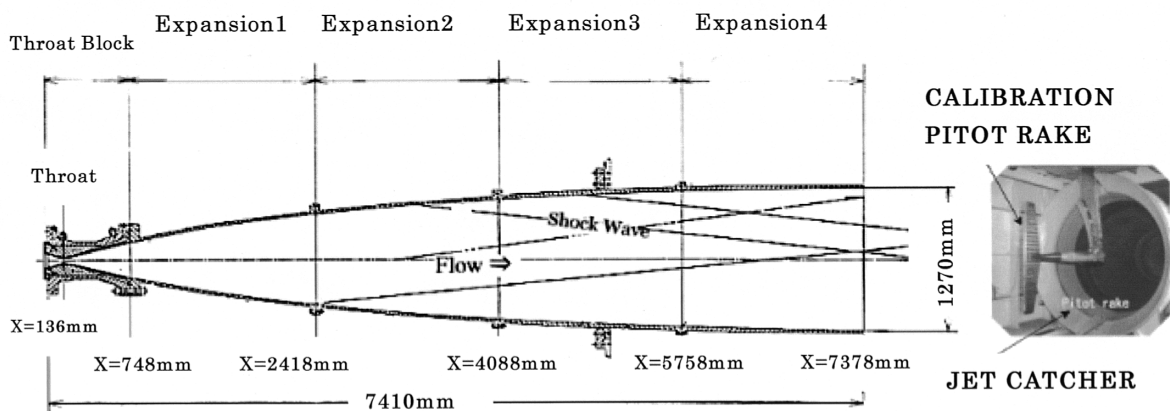


Fig.1 Nozzle Layout for M10 Tunnel

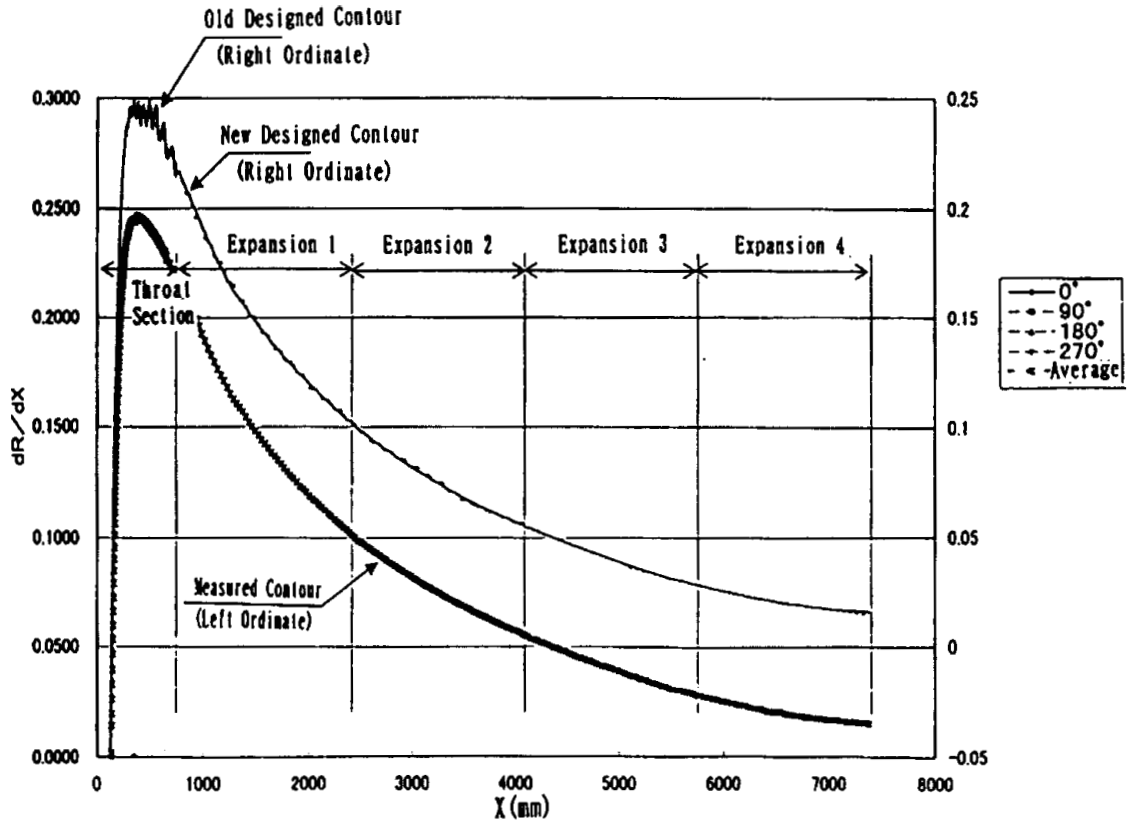


Fig 2 First Derivative ( $\frac{dR}{dx}$ ) of nozzle contour

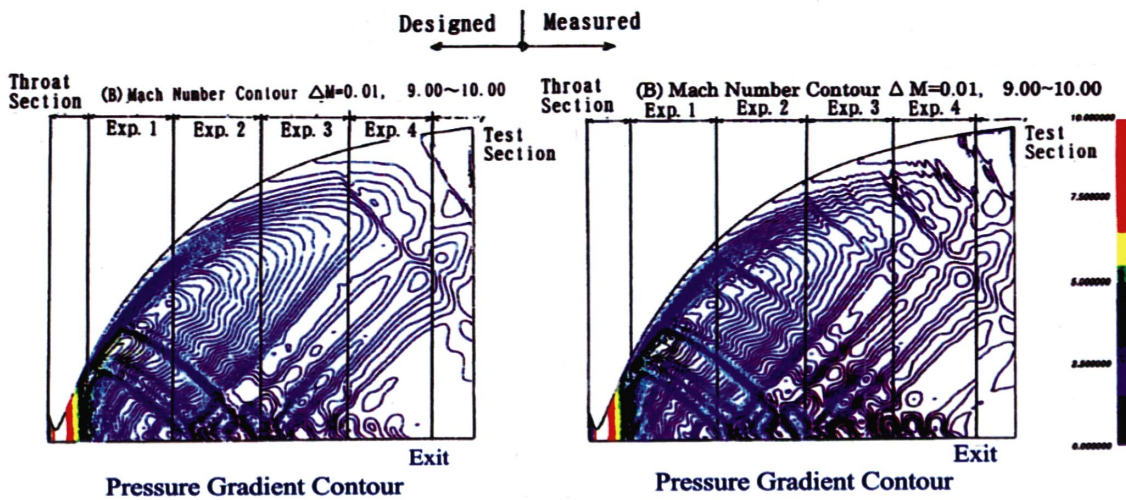


Fig. 3 Flow quality in nozzle by CFD analysis

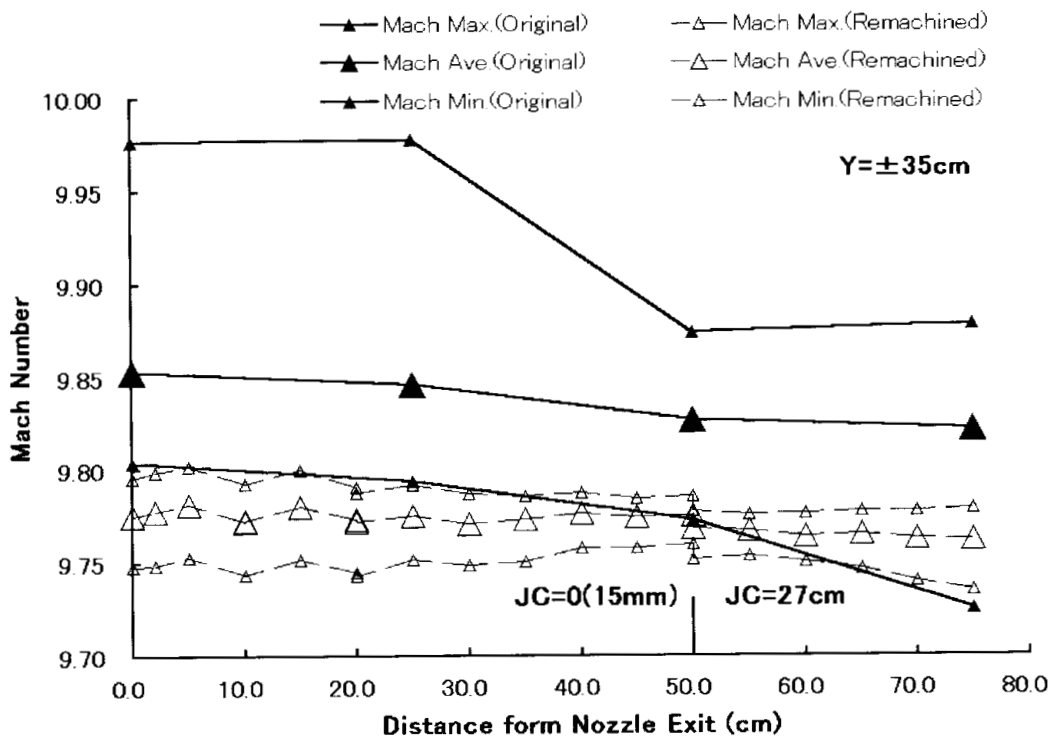


Fig. 4 Mach number variations with X (at  $Re/m = 3.6\text{million}$ )

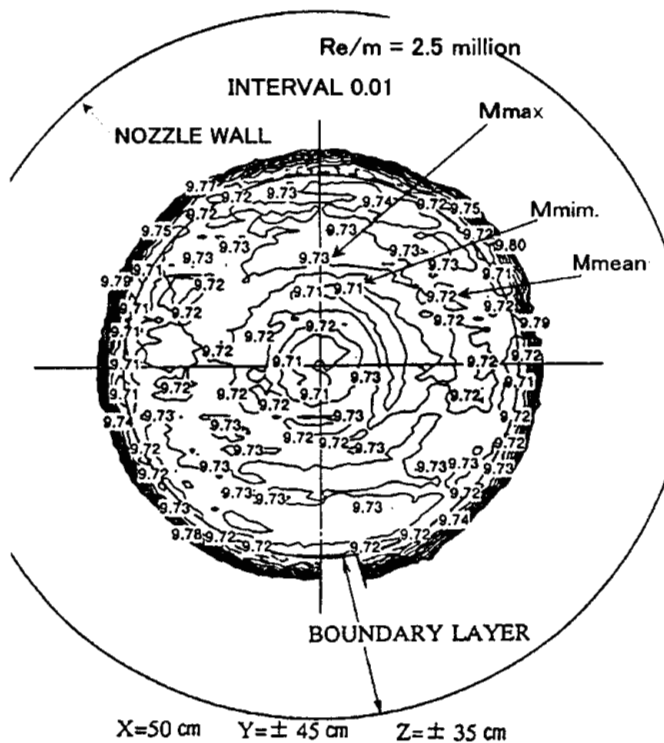


Fig.5 Test section cross-sectional Mach number contour

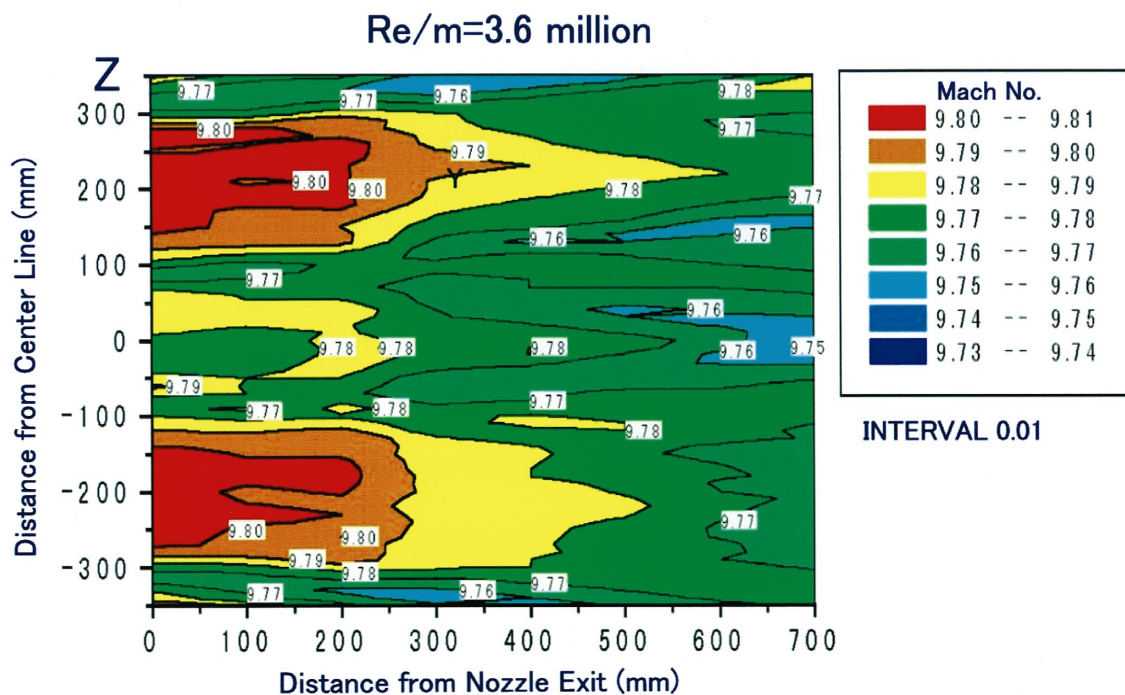


Fig.6(a) Test section center level cross section Mach number contour

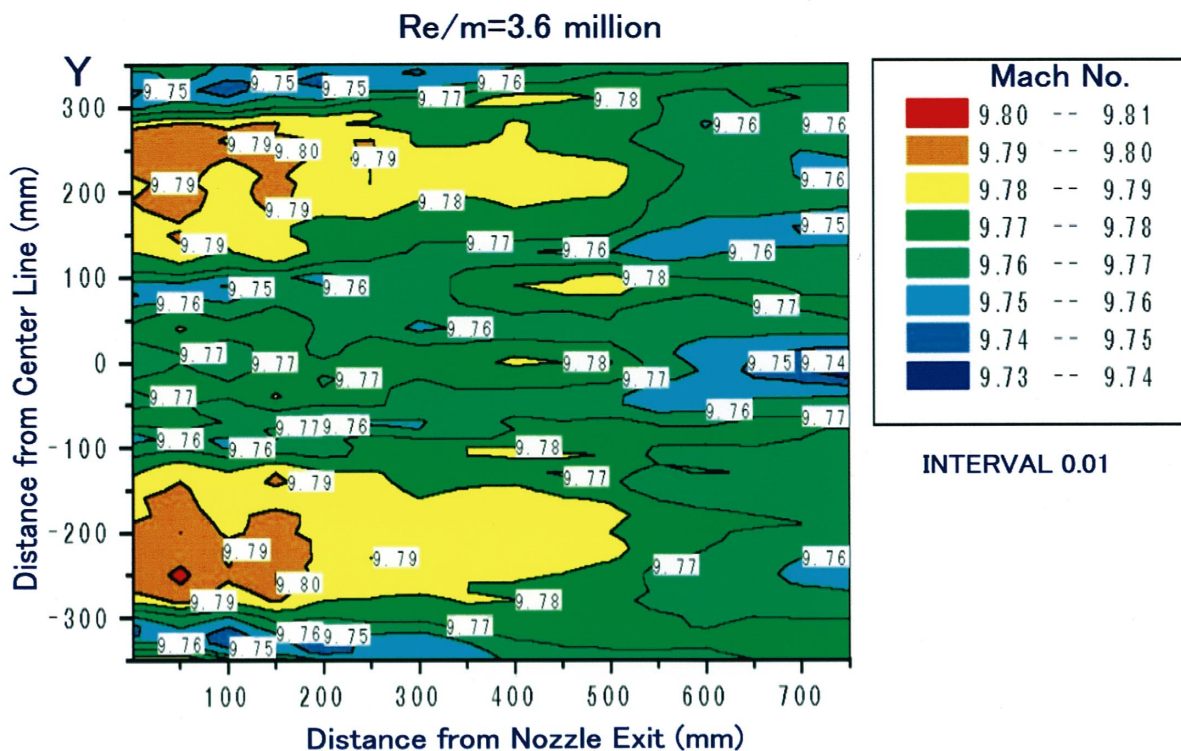


Fig.6(b) Test section center level cross section Mach number contour

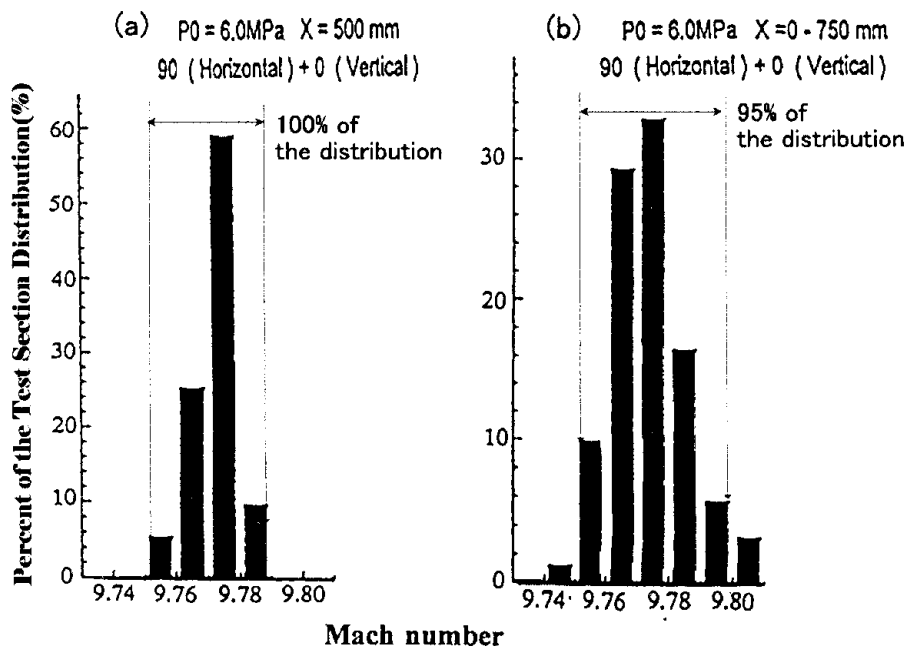


Fig. 7 Overall Mach Number Variation in the Test Section at  $Re/m = 3.6$  million

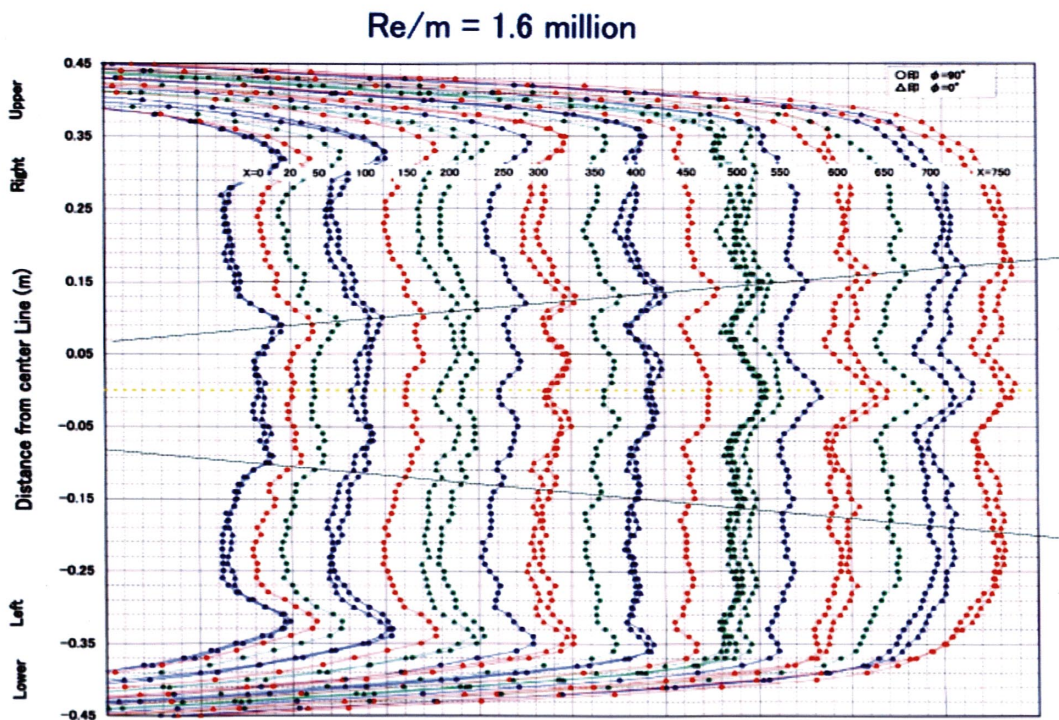


Fig. 8(a) Pitot pressure ratio profiles for the remachined Mach 10 nozzle

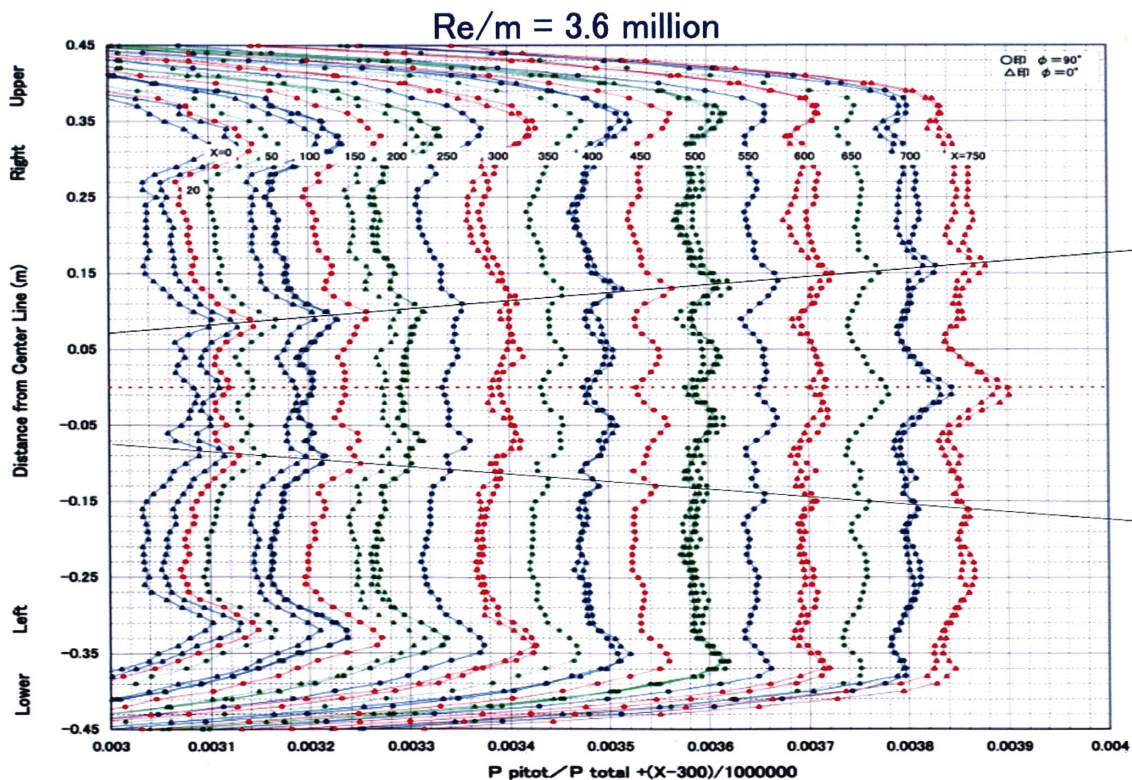


Fig. 8(b) Pitot pressure ratio profiles for the remachined Mach 10 nozzle

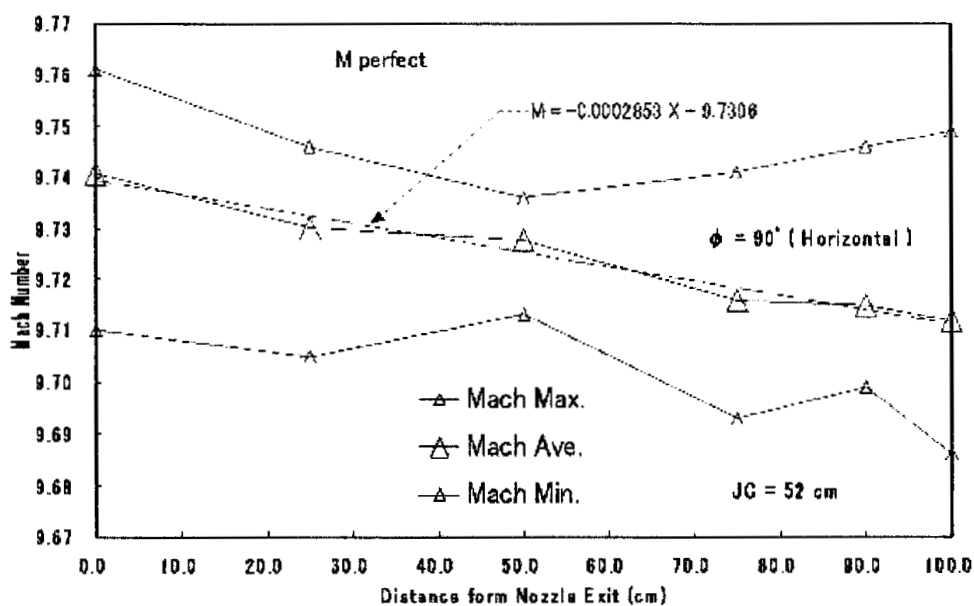


Fig.9 Mach number variations With X (at RE./m=2.5 million)