

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

1.27m 極超音速風洞における AGARD-E 模型の圧力分布測定

津田 尚一, 平林 則明, 小山 忠勇, 永井 伸治

2005 年 2 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

1.27m 極超音速風洞における AGARD-E 模型の
圧力分布測定

Measurement of Pressure Distributions on AGARD-E
Model in the JAXA 1.27m Hypersonic Wind Tunnel

津田 尚一, 平林 則明, 小山 忠勇, 永井 伸治
Shoichi TSUDA, Noriaki HIRABAYASHI, Tadao KOYAMA and Shinji NAGAI

総合技術研究本部 風洞技術開発センター
Wind Tunnel Technology Center,
Institute of Space Technology and Aeronautics

2005年2月
February 2005

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

2025年10月10日

目 次

概 要	1
1. はじめに	2
2. 風洞試験	
2.1 模型	3
2.2 試験条件	3
2.3 圧力測定法	4
3. 実験結果と検討	4
3.1 圧力分布の再現性と模型製作精度	4
3.2 ノズル改修前後の比較	5
3.3 レイノルズ数の影響	9
3.4 圧力子午線沿い分布	9
3.5 CFD 結果との比較	9
3.6 他風洞 AGARD-E 試験結果との比較	12
3.7 離脱衝撃波からの気流比熱比の推定	12
4. まとめ	14
5. 謝 辞	14
参考文献	14

1.27m 極超音速風洞における AGARD-E 模型の圧力分布測定*

津田尚一*¹ 平林則明*¹ 小山忠勇*¹ 永井伸治*¹

Measurement of Pressure Distributions on AGARD-E Model in
the JAXA 1.27m Hypersonic Wind Tunnel*

Shoichi TSUDA*¹, Noriaki HIRABAYASHI*¹, Tadao KOYAMA*¹ and Shinji NAGAI*¹

Abstract

The 1.27m hypersonic wind tunnel at JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency), with its fixed Mach 10 nozzle, is one of the largest hypersonic wind tunnels in the world. It has been contributing to hypersonic vehicle design by supplying data on aerodynamic force and moment, pressure distribution, and aerodynamic heating. The tunnel was completed in 1995, and the nozzle was re-machined in 1998 to improve flow quality. To verify the flow characteristics, calibration tests using pitot rakes and an AGARD-J model have been performed.

A series of calibration tests was performed to measure the surface pressure distributions on the AGARD-E (hemisphere) model before and after nozzle modification. This report first compares the experimental data before and after nozzle modification and evaluates the effects of the modification. Then, it compares the experimental data with the CFD results and with other AGARD-E results conducted in other wind tunnels. Finally, we estimate the ratio of specific heats γ using schlieren photographs of the detached shock.

The results indicate a significant improvement in the quality of the flow. The experimental results using the modified nozzle also show good agreement with the results of CFD and the other wind tunnels. The estimated ratio of specific heats γ agrees well with the theoretical value based on an imperfect gas.

Keywords: Hypersonic flow, AGARD-E model, Pressure distributions

概 要

宇宙航空研究開発機構の1.27m極超音速風洞は、ノズル出口直径1.27m、固定ノズルによるマッハ数10の世界最大規模の極超音速風洞である。1995年の完成以来、6分力、圧力分布、空力加熱分布測定等の試験に利用されている。1999年には機械的再加工によるノズルの改修が完了し、気流品質は格段と高いものになっている。

本風洞の気流特性確認試験として、これまでピトー／総温度レークを用いてピトー圧力分布、総温度分布を、AGARD-J（円錐形状）模型を用いて気流傾角を測定してきた。これらの気流特性確認試験の一環として、標準模型のひとつであるAGARD-E（半球形状）模型を用いて詳細な表面圧力分布測定試験を行った。試験はノズル改修前後2回に分けて実施し、改修前後の比較を行った。その結果、ノズル改修後の気流の質は、改修前に比較して大きく改善されたことを確認できた。表面圧力分布の実験値とナビエ・ストークス方程式によるCFD結果との比較を行って良く一致することが判った。シュリーレン装置により実験的に得られた離脱衝撃波の解析から気流の比熱比を求め、不完全気体の式から得られる値とほぼ一致することを確認した。

記 号

D AGARD-E 模型の直径
 K 離脱衝撃波前後の密度比
 M マッハ数

P_0 激み点圧力
 P_e AGARD-E 模型上の各圧力孔における表面圧力
 P_s AGARD-E 模型の激み点の圧力
 P_∞ 一様流静圧
 R AGARD-E 模型の半径

* 平成 17 年 1 月 12 日受付 (received 12 January, 2005)

* 1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター

(Wind Tunnel Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

Re	レイノルズ数/m
S	AGARD-E 模型表面の中心からの表面距離
T_0	激み点温度
X	ノズル出口からの流れ方向の距離
Z	気流中心からの垂直方向の距離
α	迎角
θ	圧力孔と模型半球中心との角度
ϕ	ロール角
γ	気流の比熱比
δ	離脱衝撃波の模型先端からの距離

1. はじめに

当機構の1.27m 極超音速風洞¹⁾は、ノズル出口直径1.27m、固定ノズルによるマッハ数10の世界最大規模の極超音速風洞である。HOPEの6分力、圧力分布、空力加熱分布測定等の試験に利用されている。図1に0.5m/1.27m極超音速風洞の全体図を示す。1.27m極超音速風洞は、既設の0.5m極超音速風洞と設備を一部共用するかたちで1995年に増設された。風洞設置後の気流確認試験でノズル形状に基づくと推測されるマッハ数空間分布の非一様性が観察されたため1999年に機械的加工によるノズル改修を実施した。その後、1.27m 極超音速風洞の気流特性を把握するため一連の評価試験を実施してきている。

本風洞の気流特性評価試験としては、これまで13本のピトー管及び12本の総温度プローブから構成されるピ

トー／総温度レークと91本のピトー管から成る高分解能ピトーレークの2種類のピトー／総温度レークを用い、詳細なピトー圧力分布と総温度分布を測定してきた²⁾。またAGARD-J 模型（円錐形状）及び7個の円錐形状のプローブから成る気流傾角レークにより偏流角特性及び閉塞率（ブロックージ比）を測定してきた^{3), 4)}。ノズル改修と改修前後の気流特性の比較については、Lacey らによりそれらの概要が報告されている⁵⁾。気流の詳細は刊行準備中である気流特性報告書の中で明らかにする予定であるが、テストコア（気流中心から半径0.3m）内のマッハ数変動は±0.3%以内、気流傾角は±0.2度以内で同規模のマッハ数10の極超音速風洞と比較して優れた気流品質を有している。

これらの気流特性評価試験の一環としてAGARD-E 模型（半球形状）を用いた圧力分布測定試験を実施した。半球形状の模型を用いた超音速及び極超音速流領域における実験的・理論的研究は鈍頭物体の問題に関連して古くから行われている^{6)~9)}。中でもBaer¹⁰⁾及びVan Dykeら^{11), 12)}の研究は、圧力分布について実験的・理論的に詳細な検討が行われており有名である。AGARD-E模型を用いた風洞試験としてはマッハ数3～8の範囲で圧力分布の測定例¹⁰⁾が報告されているが、マッハ数8以上の圧力分布の測定例はほとんど報告されていない。

1.27m 極超音速風洞のノズルは気流品質を向上させるため1999年に機械的加工による改修を実施したことは前

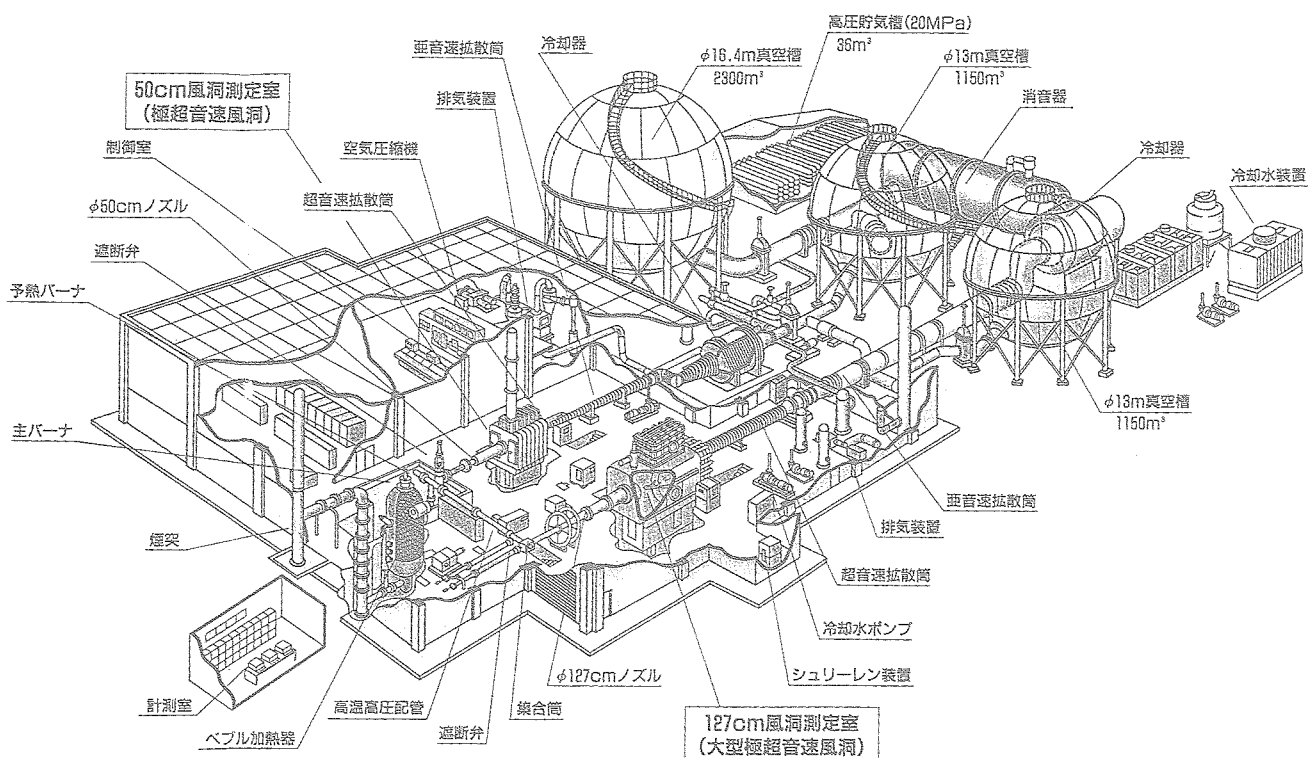


図1 0.5m/1.27m 極超音速風洞全体図

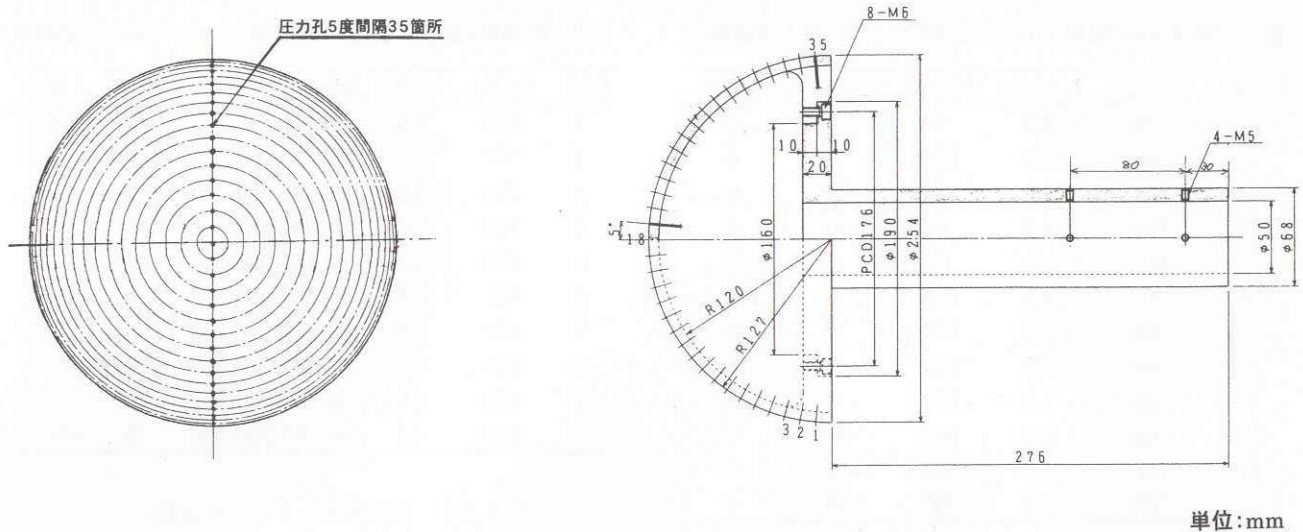


図2 AGARD-E 模型

述した。AGARD-E模型による圧力分布測定はノズル改修前の1998年にまず第1回目を行い、完了した1999年に同一の模型によって第2回目を行った。半球模型の表面圧力分布比較からノズル改修の効果を確認することが本試験のひとつの目的である。

標準模型試験結果を理論値や他風洞での結果と比較することで、その風洞の特性を判断することができる。本AGARD-E 実験結果をナビエ・ストークス方程式によるCFD結果と比較すること及びマッハ数は違うがAGARD-E 模型を使った他風洞の圧力試験の結果を比べることで本極超音速風洞の妥当性を検討することが二つ目の目的である。

極超音速流における球面熱伝達分布を考える場合、従来のLees¹³⁾の理論的分布はModified Newtonianによる表面圧力分布を仮定しているため実験値と必ずしも良く一致しない。熱伝達分布を検討するための表面圧力分布データを提供することが三つ目の目的である。

最後に、シュリーレン装置による衝撃波の光学的観測結果からAGARD-E 模型先端に発生する離脱衝撃波の離脱距離を求め、気流の比熱比 γ の推定を試みた。

2. 風洞試験

2.1 模型

試験に用いたAGARD-E模型の寸法を図2に示す。この模型のブロックage比は模型支持装置を含めて5.3%である。模型の直径254mm(10インチ)は、0.5m極超音速風洞における同様形状の直径10mm模型でのブロックage比に基づき、気流の成立性を考慮して決定した。模型の製作誤差は最大で0.1mmである。圧力孔は直径0.3mmの孔を模型表面の子午線上に5度毎に35点($\theta = \pm 85^\circ$)設けた。

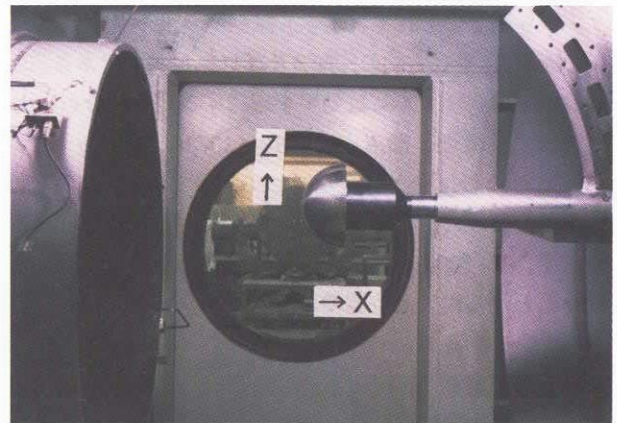


図3 模型支持装置に取り付けたAGARD-E 模型

模型は高速模型射出装置に迎角 $\alpha = 0^\circ$ で取り付けられた。取り付け精度は設定目標迎角 $\alpha = 0^\circ$ 、ロール角 $\phi = 0^\circ$ に対し、実測値は迎角 $\alpha = 0.07^\circ$ 、ロール角 $\phi = 0.4^\circ$ である。図3に高速模型射出装置に取り付けた模型の写真を示す。

風洞試験の模型位置に関するパラメータはX、Z及び ϕ である。座標はノズル出口中心を原点とし、気流方向後流をX、垂直方向上向きをZと、それぞれ定義した。ロール角 ϕ は、模型の後方から上流側を見て時計方向の回転角をプラスとしている。

ノズル改修後の1999年に実施した試験では模型を気流方向Xに1500mm、垂直方向Zに1000mmに、それぞれトラバースできる模型トラバース装置を導入した。このトラバース装置の設定精度は気流方向及び垂直方向ともに $\pm 1\text{mm}$ である。

2.2 試験条件

ノズル改修前に行った試験(以下、一次試験)ケース

表1 AGARD-E 模型圧力分布試験ケース (第1次試験)

CASE	Run No.	P_0 (MPa)	X (mm)	Z (mm)	ϕ (deg)
1	739	4.0	60	0	0
2	738	4.0	250	0	0
3	735	4.0	500	0	0
4	740	4.0	60	200	0
5	741	4.0	60	0	180
6	742	4.0	750	0	180
7	743	4.0	500	0	-90
8	744	4.0	500	0	-45
9	745	4.0	500	0	+45
10	746	4.0	500	50	0
11	747	4.0	500	100	0
12	748	4.0	500	200	0

を表1に、ノズル改修後に行った試験（以下、二次試験）ケースを表2にそれぞれ示す。試験パラメータは気流方向の距離X、垂直方向の距離Z及びロール角 ϕ である。二次試験ではレイノルズ数効果を確認するため澱み点圧力 P_0 も変化させた。澱み点温度 $T_0 = 1073K$ 、迎角 $\alpha = 0^\circ$ 、通風時間30秒は全ケースを通じて共通である。表3に気流条件とマッハ数、レイノルズ数（基準長は1m）の関係を示す。 $X = 500mm$ 、 $Z = 0mm$ の位置は通常、模型の回転中心となる代表的位置である。

2.3 圧力測定法

圧力は、一次試験ではスキヤニバルブ（機械的スキヤニ方式）を3台用いて測定した。圧力センサは5 psi (35kPa) の圧力レンジを2個、1 psi (7kPa) の圧力レンジを1個、合計3個の差圧型圧力センサを用いた。

圧力センサの校正、スキヤニバルブの駆動タイミング、ホールド時間等の制御、データ収集及びデータ処理は極超音速風洞データ処理装置を使用して行った¹⁴⁾。データサンプリング速度は1 kHzであり、100個のデータを単純平均し0.1秒のデータとした。また各スキヤニバルブの任意の1ポートに校正圧力を圧力校正装置から加え、各ランにおける圧力測定精度を確認した。

二次試験では電子スキャン方式の圧力測定システム (Electronically Scanning Pressure System : ESP) を導入して圧力測定を行った¹⁵⁾。通風前後に圧力センサ (5 psi (35kPa)) の校正を行うとともに、雰囲気温度変化によるゼロ点のドリフトを最小にするため、ESPシステムの圧力センサ部を断熱シートで覆うことにより温度変化を防いだ。電子スキャン方式では最大96点の圧力を高速に（最高50,000samples/s）データ収集することが可能である。このため電子スキャン方式と模型トラバース装置とのハンドシェイク方式による測定が可能となり、データ

表2 AGARD-E 模型圧力分布試験ケース (第2次試験)

CASE	Run No.	P_0 (MPa)	X (mm): トラバース	Z (mm)	ϕ (deg)
1	795	4.0	50, 150, 250, 500	0	0
2	797	6.0	50, 150, 250, 500	0	0
3	798	4.0	50, 150, 250, 500	0	+45
4	799	4.0	50, 150, 250, 500	0	+90
5	800	4.0	50, 150, 250, 500	0	-45
6	801	2.5	50, 150, 250, 500	0	0
7	802	4.0	50, 150, 250, 500	0	+22.5
8	803	4.0	50, 150, 250, 500	0	-22.5
9	804	4.0	50, 150, 250, 500	0	-67.5
10	805	4.0	50, 150, 250, 500	0	+67.5

表3 気流条件とレイノルズ数

P_0 (MPa)	T_0 (K)	M	$Re \times 10^6$
2.5	1073	9.55	1.6
4.0	1073	9.62	2.6
6.0	1073	9.70	3.7

生産性が大きく向上した。このトラバース装置の導入により、本試験では1ラン中（30秒間）に気流方向4カ所の位置に模型を移動させ計測することが可能となり、スキヤニバルブ方式に比較して4倍のデータ生産性の向上を実現できた。

圧力測定において重要な圧力応答時間について述べる。模型の圧力配管には、内径:0.6mm、長さ:約30cmのSUS管と内径:0.8mm、長さ:約60cmのビニールチューブを用いた。これらの圧力配管に対しての圧力応答時間は、最も応答時間が長い $\theta = 85^\circ$ の圧力孔の圧力応答を例にとると、澱み点圧力 $P_0 = 4MPa$ の場合、 $Pe \approx 0.7kPa$ に対して約0.4秒であった。したがって、データ収集時間は各圧力孔について1秒間とした。また圧力測定に差圧型の圧力変換器を用いたため、その基準圧力を正確に測定することが重要となる。このため基準圧力は、スキヤニバルブ方式及び電子スキャン方式のいずれの場合も絶対圧型の精密圧力計 (MKS社製、バラトロン) で測定した。その誤差は0.1%以下である。

圧力測定精度についてみると、スキヤニバルブ方式と電子スキャン方式いずれも最大誤差は各センサの0.3% F.S以下であり、両者の測定精度上の差は見られなかった。

3. 実験結果と検討

3.1 圧力分布の再現性と模型製作精度

一次試験におけるAGARD-E模型の圧力分布測定結果を 示す。同図の縦軸は各圧力孔の表面圧力値 Pe を模型上の澱み点 ($\theta = 0^\circ$) 圧力値 Ps で基準化した無次元

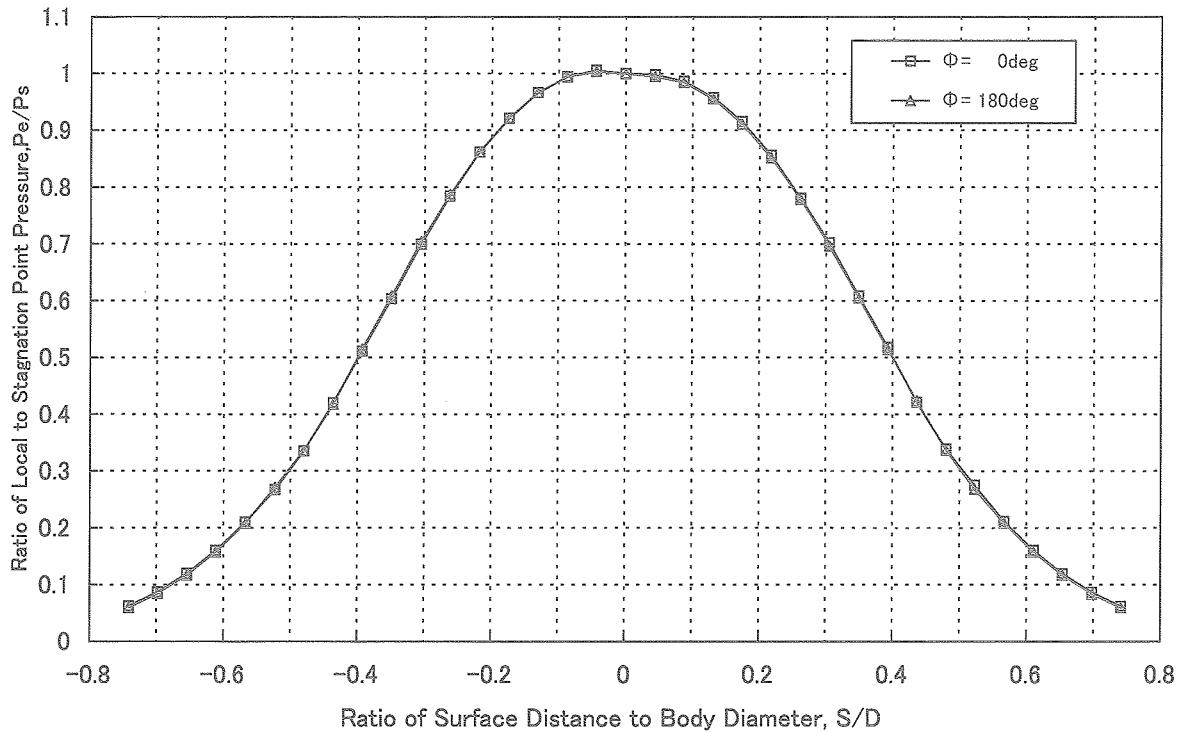


図4 圧力分布の再現性と模型製作精度の影響
(ノズル改修前、 $X = 60\text{mm}$, $Z = 0\text{mm}$, $\theta = -85^\circ \sim +85^\circ$)

圧力値 P_e/P_s を、横軸は半球中心から各圧力孔までの模型表面上の距離 S を模型直径 D で基準化した無次元値 S/D ($\theta = 85^\circ$ の時、 $S/D = 0.741$) を表す。一次試験において、まずデータの再現性と模型の製作精度(対称性)を調べるために、澱み点圧力 $P_0 = 4\text{MPa}$ 、澱み点温度 $T_0 = 1073\text{K}$ 、模型の位置 $X = 60\text{mm}$ 及び $Z = 0\text{mm}$ が同一条件で、ロール角 ϕ のみを 180° 変えた(上下を逆にする)データを比較した。同図中の \square は $\phi = 0^\circ$ 、 \triangle は $\phi = 180^\circ$ のデータを表す。分布の対称性が悪いことから気流の一樣性に問題あることが推測できる。しかしながら、 180° 回転させたデータ同士が良く一致することから、圧力分布データの再現性及び模型の製作精度については良好であると判断する。

3.2 ノズル改修前後の比較

一次試験における圧力分布の測定結果を示す。図5は模型を垂直方向 $Z = 0\text{mm}$ 、ロール角 $\phi = 0^\circ$ に固定し、気流方向 $X = 60(\diamond)$, $250(\triangle)$, $500(\square)$, $750(\circ)$ mm の位置に変化させた場合の圧力分布を表している。ノズル出口に近い位置 ($X = 60\text{mm}$, 250mm) と離れた位置 ($X = 500\text{mm}$, 750mm) とでは圧力分布形状が大きく変わる。ノズル出口付近のほうが膨らんだ分布をしており、 P_e/P_s の値で最大10%の違いがある。いずれの場合も圧力分布の対称

性はあまり良くないが、ノズル出口に近いほうはかなり悪い。図6は、模型を $X = 500\text{mm}$ 、ロール角 $\phi = 0^\circ$ に固定し、気流中心から上方に $Z = 0(\square)$, $50(\diamond)$, $100(\circ)$, $200(\triangle)$ mm の位置に変化させた場合の圧力分布の比較である。垂直方向 Z 4カ所での分布はかなりバラツキが大きく、対称性も悪い。しかしながら、垂直方向 $Z = 200\text{mm}$ の位置での分布の対称性は比較的良好である。

次に、二次試験における圧力分布の測定結果を示す。図7は模型の垂直方向の位置を $Z = 0\text{mm}$ 、ロール角 $\phi = 0^\circ$ とし、気流方向に $X = 50(\diamond)$, $150(\square)$, $250(\triangle)$, $500(\circ)$ mm と変化させて測定した分布である。気流方向 X 4カ所の各圧力分布形状はほぼ一致しており、対称性もかなり良い。

ノズル改修前後の圧力分布形状を同じ条件 ($P_0 = 4\text{MPa}$, $X = 500\text{mm}$, $Z = 0\text{mm}$, $\phi = 0^\circ$) で直接比較したものを図8に、澱み点付近 $S/D = \pm 0.3$ ($\theta = \pm 30^\circ$) 間を拡大したものを図9に示す。改修後の分布 (\blacksquare) に比べ改修前の分布 (\square) は急峻な分布を示す。改修前の P_e/P_s の値は改修後の値より最大で3.5%低い。

以上の比較から総合的に判断すると、ノズル改修前に存在した圧力分布の非対称、位置による気流の非一樣性が、改修後には解消されて空間的に一様で対称的な流れが実現できていると考える。

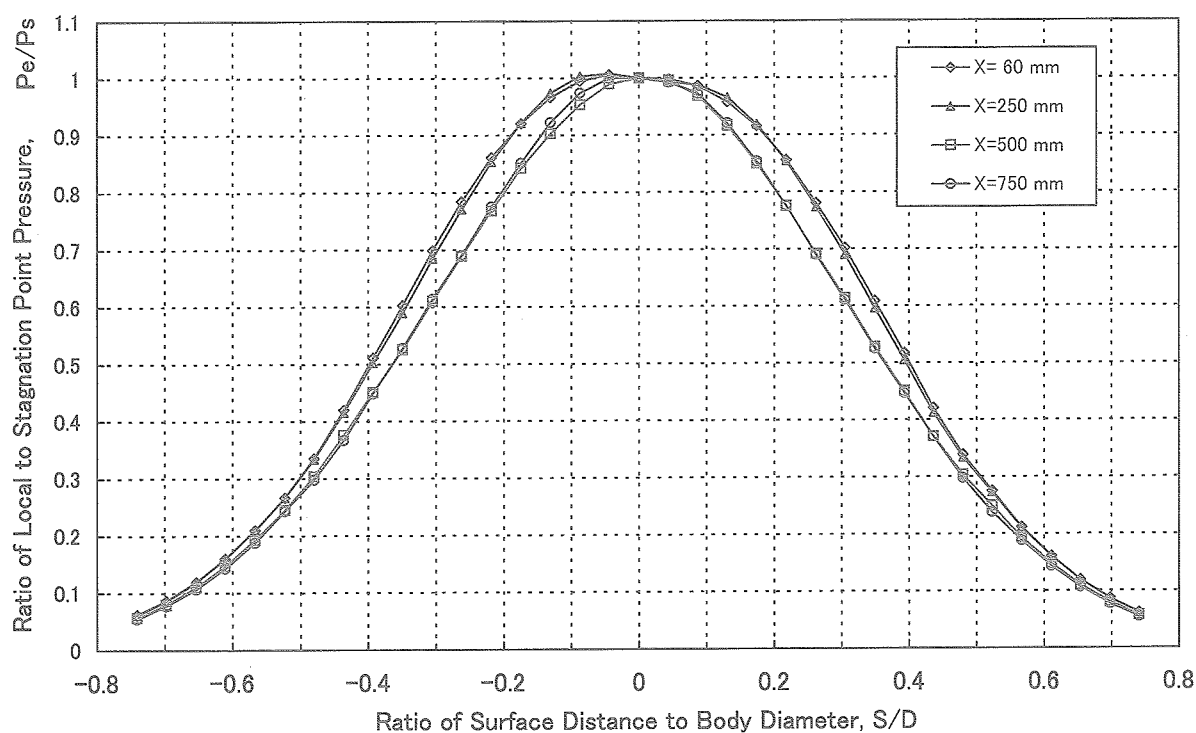


図5 ノズル改修前の流れ方向4ヶ所の圧力分布の比較
 $(P_0 = 4 \text{ MPa}, Z = 0 \text{ mm}, \phi = 0^\circ, \theta = -85^\circ \sim +85^\circ)$

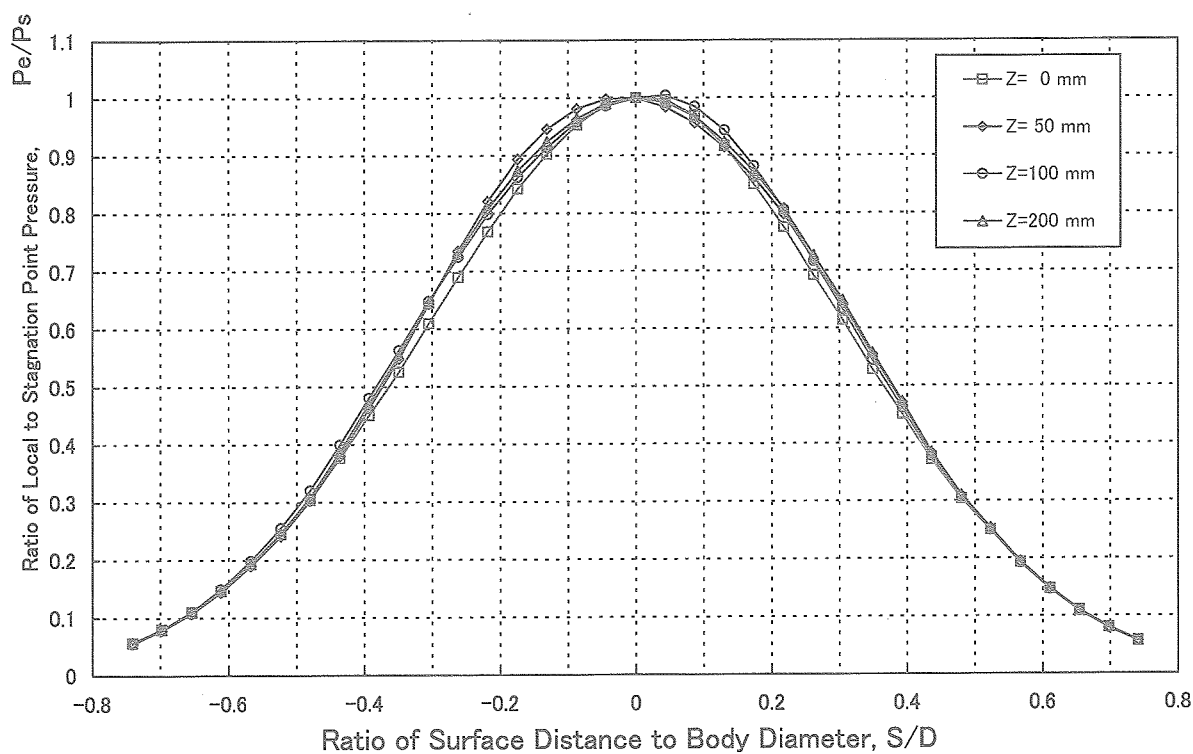


図6 ノズル改修前の垂直方向4ヶ所の圧力分布の比較
 $(P_0 = 4 \text{ MPa}, X = 500 \text{ mm}, \phi = 0^\circ, \theta = -85^\circ \sim +85^\circ)$

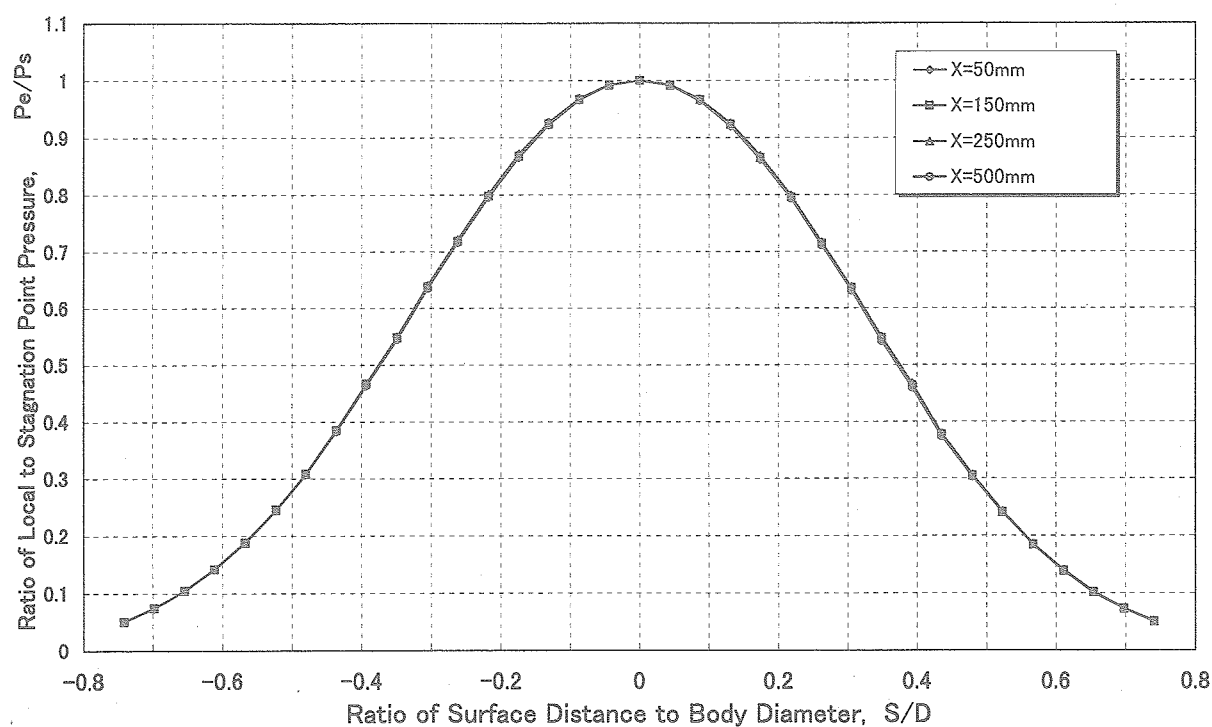


図7 ノズル改修後の流れ方向4ヶ所の圧力分布の比較
 $(P_0 = 4 \text{ MPa}, Z = 0 \text{ mm}, \phi = 0^\circ, \theta = -85^\circ \sim +85^\circ)$

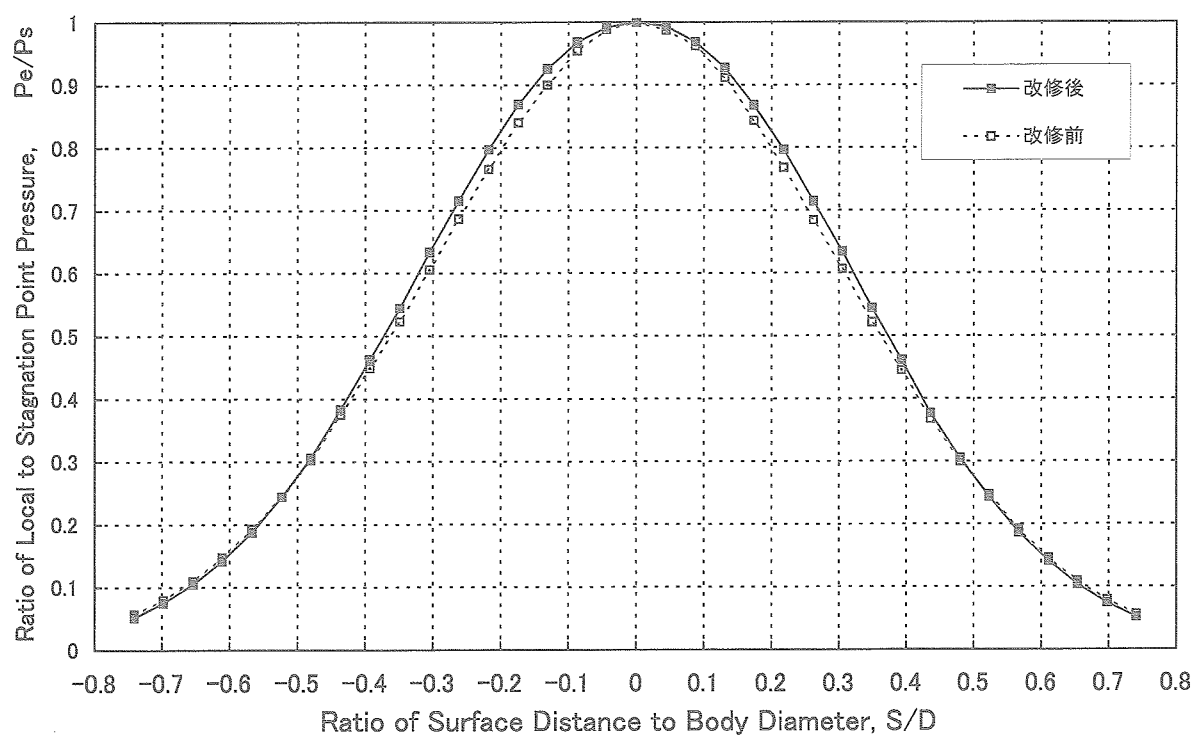


図8 ノズル改修前後の圧力分布の比較
 $(P_0 = 4 \text{ MPa}, X = 500 \text{ mm}, Z = 0 \text{ mm}, \phi = 0^\circ, \theta = -85^\circ \sim +85^\circ)$

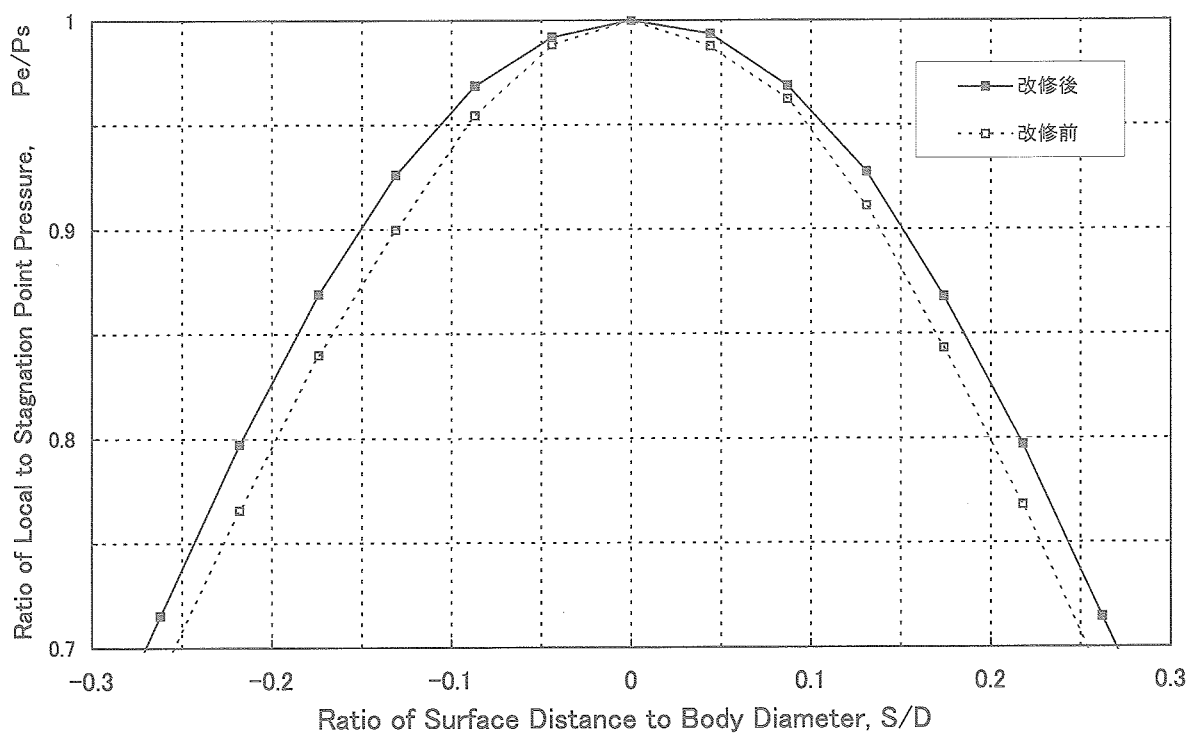


図9 ノズル改修前後の圧力分布の比較

($P_0 = 4 \text{ MPa}$, $X = 500 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$, $\theta = -30^\circ \sim +30^\circ$)

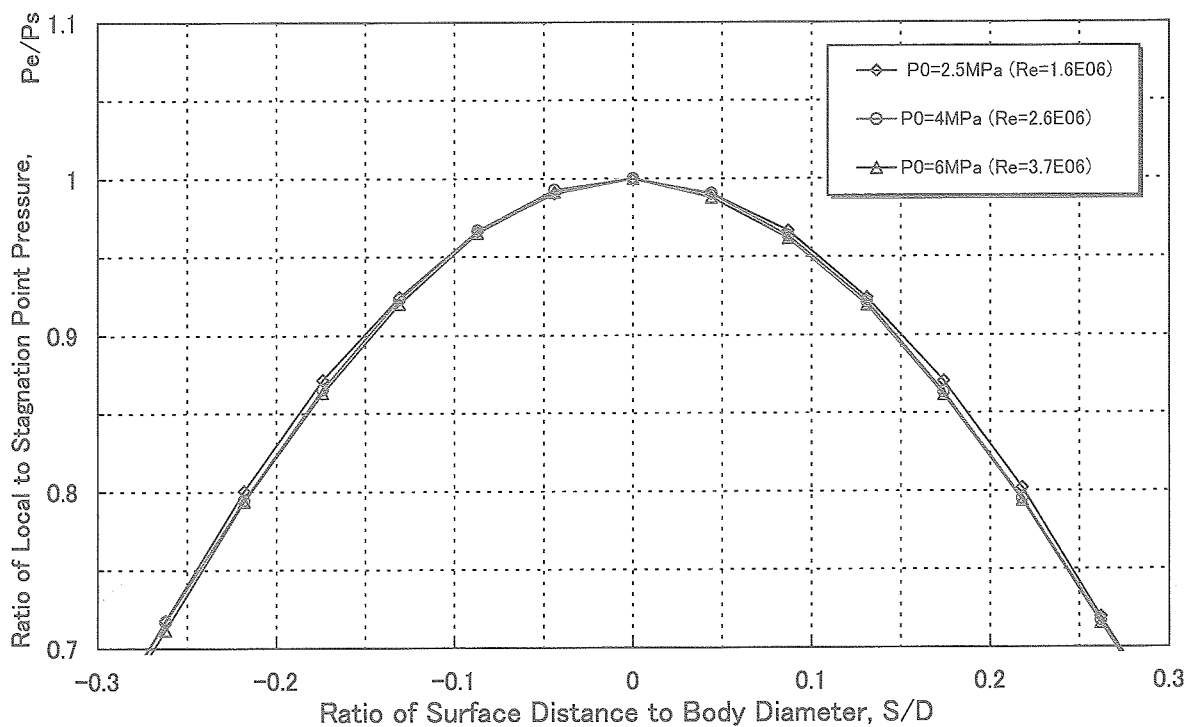


図10 ノズル改修後のレイノルズ数による圧力分布の比較

($X = 50 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$, $\theta = -30^\circ \sim +30^\circ$)

3.3 レイノルズ数の影響

二次試験では、圧力分布のレイノルズ数 Re の影響を評価するために stagnation 点圧力を $P_0 = 2.5, 4.0, 6.0 \text{ MPa}$ ($Re = 1.6, 2.6, 3.7 \times 10^6$) と変えて試験を行った。図10に $X = 50 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$ の条件で、 $S/D = \pm 0.3$ ($\theta = \pm 30^\circ$) 間の表面圧力分布形状を比較した結果を示す。 $Re = 2.6 \times 10^6$ (○) と $Re = 3.7 \times 10^6$ (△) の分布はほぼ一致した分布を示すが、 $Re = 1.6 \times 10^6$ (◇) の分布は Pe/P_s 値で最大約 1.5% 高く比較的なだらかな分布となる。 $X = 50 \text{ mm}$ の位置ではレイノルズ数の増加にともない圧力分布は急峻になる傾向がある。同様な圧力分布を $X = 250 \text{ mm}$ の位置についてみると、図11に示すように3ケースの圧力分布は非常に良く一致する。さらに同様な圧力分布を $X = 500 \text{ mm}$ の位置で比較してみると、図12に示すように $Re = 3.7 \times 10^6$ (△) の分布は $Re = 2.6 \times 10^6$ (○) の分布より Pe/P_s 値が 0.2% 高いが、 $Re = 1.6 \times 10^6$ (◇) では $Re = 2.6 \times 10^6$ (○) の場合の分布に比べて約 1% 低い。すなわちレイノルズ数が大きくなるにつれて分布はなだらかなになる。この傾向は前述した $X = 50 \text{ mm}$ の位置での傾向と逆になる。これらの結果から軽微な converge の傾向は改修後も存在し、その converge の程度がレイノルズ数によって変化していると推測している。詳細は刊

行準備中の気流特性報告書で明らかにする予定であるが、6 分力試験のモーメント係数に対する誤差要素としてはマイナーなものであると考えている。

3.4 圧力子午線沿い分布

模型のロール角 ϕ を変化させて (一次試験では 45° 毎、二次試験では 22.5° 毎) 圧力子午線沿い分布について測定を行った。条件は $P_0 = 4 \text{ MPa}$, $T_0 = 1073 \text{ K}$, $X = 500 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$ である。ノズル改修前後の圧力子午線沿い分布の比較を図13に示す。同図中の点線はノズル改修前、実線は改修後のデータである。本来、気流が一様であるならば、各 θ についての Pe/P_s の値はロール角 ϕ に対して同じであり直線になる。 $\theta = 5^\circ \sim 25^\circ$ の各圧力孔でのロール角に対する分布を見ると、特に $\theta = 5^\circ$ (●)、 10° (■)、 15° (◆) の3ヶ所は改修前に比べ分布の凹凸が小さくなり、気流の質 (一様性) が大きく改善されたことを示す。各 θ での Pe/P_s 値について着目すると改修前の値は $\theta = 15^\circ$ では最大で 2.6%, $\theta = 20^\circ$ では 2.9%, $\theta = 25^\circ$ では 3.5% それぞれ小さく見積もっている。

3.5 CFD 結果との比較

今回の実験で得られたノズル改修前後の AGARD-E 模

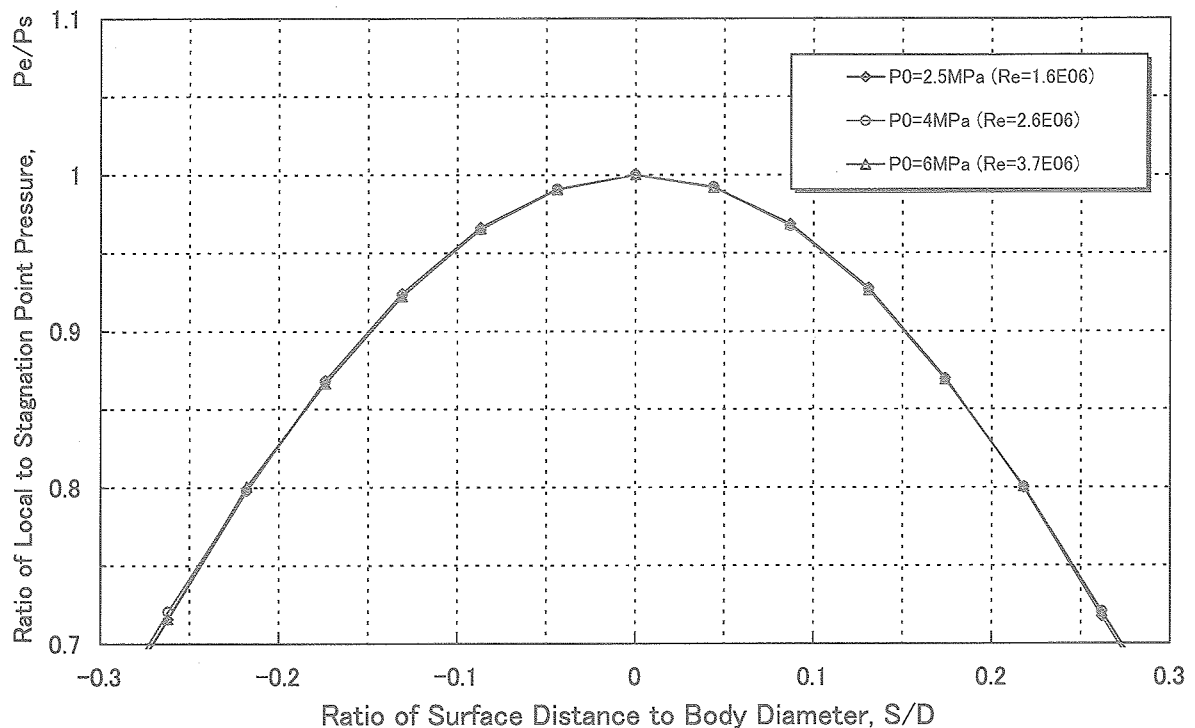


図11 ノズル改修後のレイノルズ数による圧力分布の比較
($X = 250 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$, $\theta = -30^\circ \sim +30^\circ$)

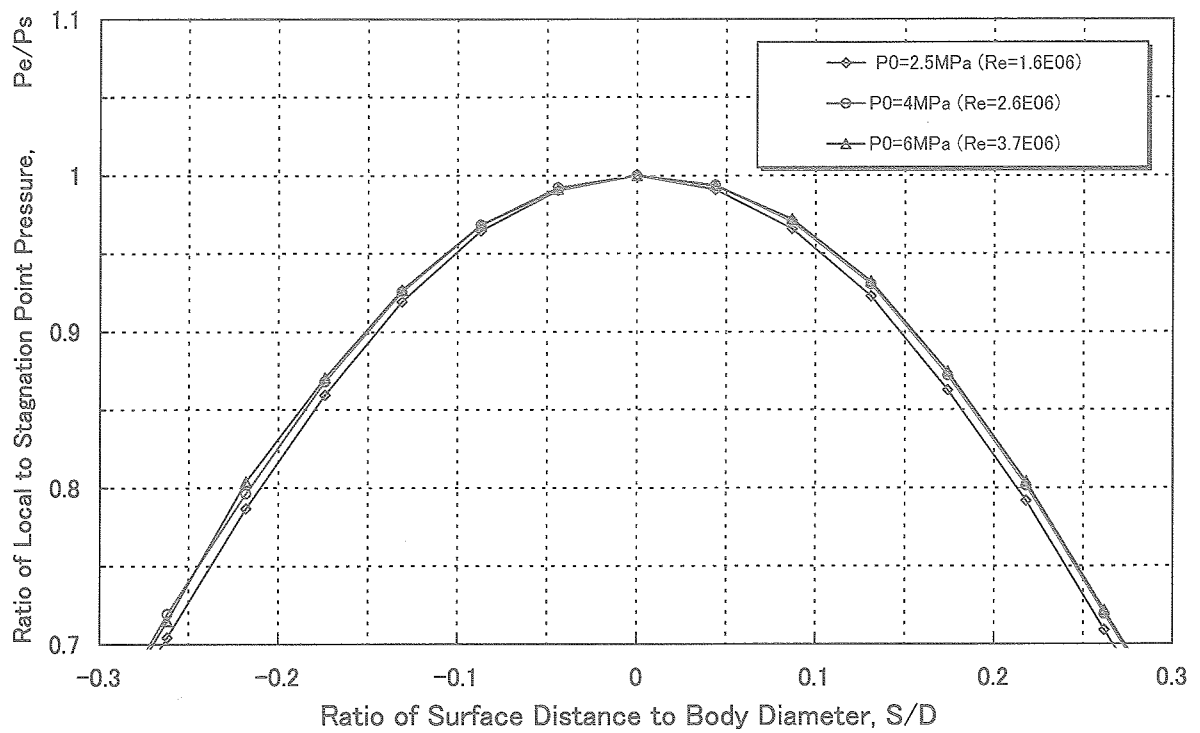


図12 ノズル改修後のレイノルズ数による圧力分布の比較
($X = 500\text{mm}$, $Z = 0\text{mm}$, $\phi = 0^\circ$, $\theta = -30^\circ \sim +30^\circ$)

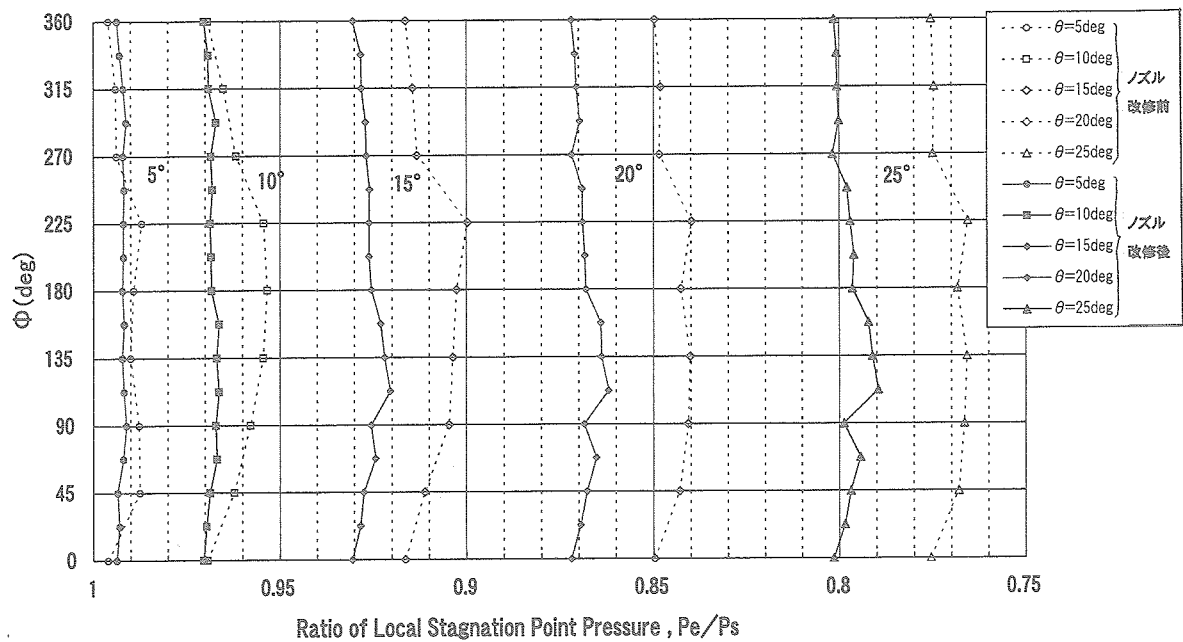


図13 改修前後の圧力子午線沿い分布の比較
($X = 500\text{mm}$, $Z = 0\text{mm}$, $\theta = 5^\circ \sim 25^\circ$)

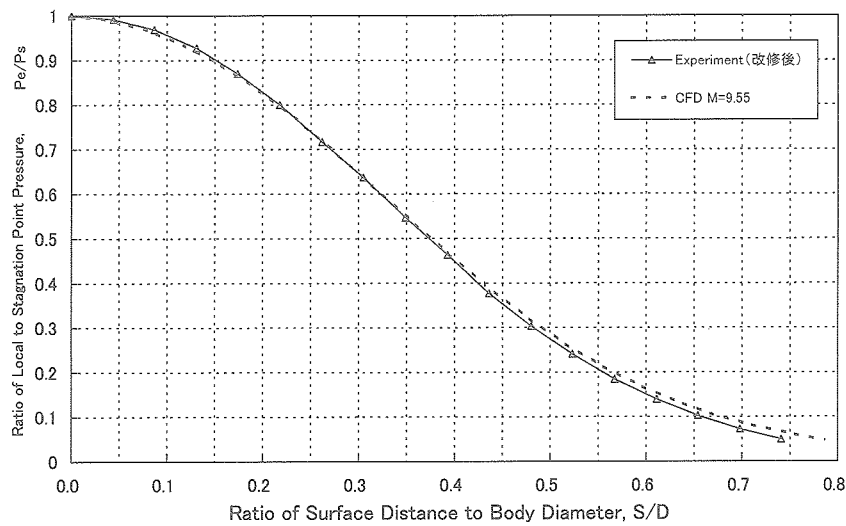


図 14 実験値 (改修後) と CFD 結果との比較 ($P_0 = 2.5 \text{ MPa}$, $X = 250 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$)

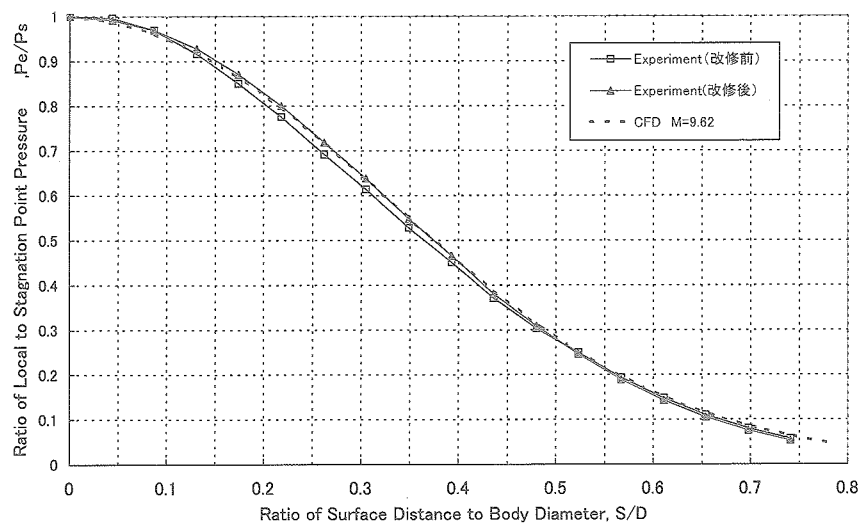


図 15 実験値 (改修前後) と CFD 結果との比較 ($P_0 = 4.0 \text{ MPa}$, $X = 500 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$)

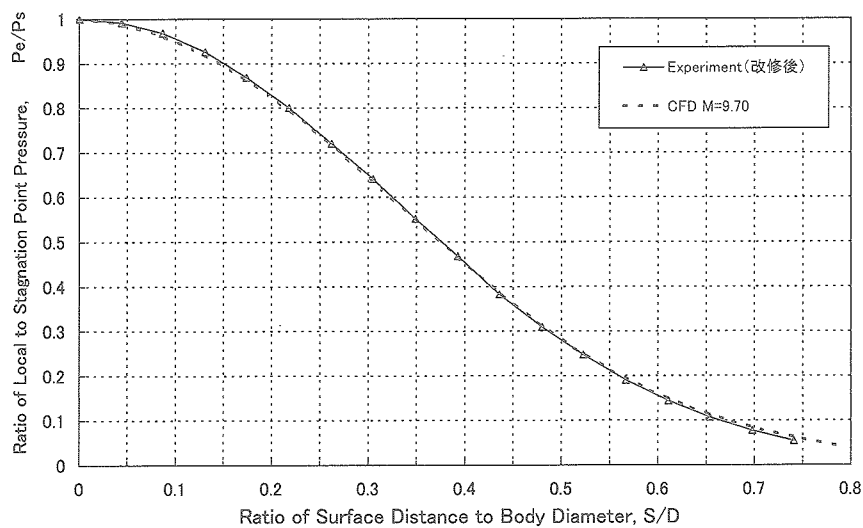


図 16 実験値 (改修後) と CFD 結果との比較 ($P_0 = 6.0 \text{ MPa}$, $X = 250 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$)

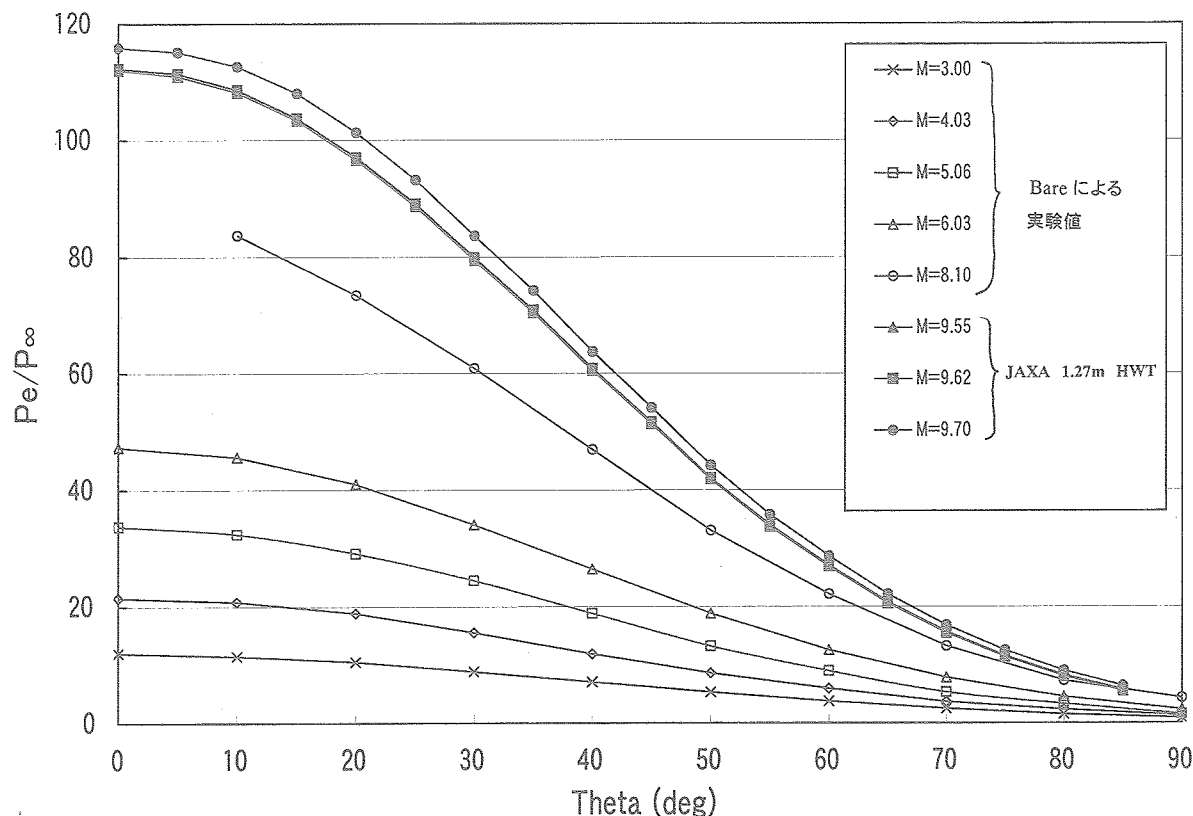


図17 各マッハ数における静圧比の比較（実験値）

型の圧力分布を当機構、山本によるCFD結果と比較した。CFD計算は有限体積法による薄層近似ナビエ・ストークス方程式でMUSCL法二次精度のFVS（フラックスベクトルスプリッティング）法である。格子数は半球半面の計算で、周方向21点、流れに沿う方向21点、表面に垂直な方向に60点である。比熱比 γ は1.33を用いている。

図14は $P_0 = 2.5\text{MPa}$, $T_0 = 1073\text{K}$, $M = 9.55$ の条件で計算したCFD結果と改修後の実験値（ Δ ）との比較を示す。 $S/D = 0.0 \sim 0.4$ の間では両者は良く一致しているが、 $S/D = 0.4 \sim 0.74$ まではわずかに実験値が小さい。同様に図15に $P_0 = 4\text{MPa}$, $T_0 = 1073\text{K}$, $M = 9.62$ の条件でのCFD結果とノズル改修前後の圧力分布の比較を示す。改修後の実験値（ Δ ）は $S/D = 0.55 \sim 0.74$ では実験値がやや小さいが、 $S/D = 0.0 \sim 0.55$ までは良く一致している。一方、改修前の圧力分布（ \square ）はCFDの結果と比較し、 Pe/P_s の値は最大で3.5%低くCFDとの一致は良くない。図16に $P_0 = 6\text{MPa}$, $T_0 = 1073\text{K}$, $M = 9.70$ の条件でのCFDの結果と改修後の実験値（ Δ ）の比較を示す。両者は非常に良い一致を示す。

3.6 他風洞 AGARD-E 試験結果との比較

今までに行われた他風洞のAGARD-E模型の実験結果

と比較した。図17に表面圧力値 Pe と一様流静圧 P_∞ との比 Pe/P_∞ を求め、比較したものを示す。マッハ数 $M3.00$ 、 4.03 、 5.06 、 6.03 、 8.10 の実験データはAEDC（米国）の超音速風洞（Tunnel A）と極超音速風洞（Tunnel B）で得られたものである¹⁰⁾。マッハ数 $M9.55$ 、 9.62 、 9.70 は本風洞のノズル改修後の実験値である。マッハ数とともに表面圧力が上がる様子は連続性があり、マッハ数的な連続性がある妥当な結果を示し、今回のマッハ数 $9.55 \sim 9.70$ の測定結果は充分な信頼性があると考えられる。

3.7 離脱衝撃波からの気流比熱比の推定

超音速及び極超音速流領域における鈍頭物体まわりの衝撃波の位置及び形状については実験的・理論的に古くから多くの研究が行われている^{16)~18)}。図18にマッハ数 $M1.2 \sim \infty$ の超、極超音速流領域における半球模型まわりの衝撃波と音速線を示す¹²⁾。

鈍頭物体先端から離れた位置に形成される離脱衝撃波（detached shock wave）の位置は垂直衝撃波前後の密度比 K に強く依存し、気流の比熱比 γ が大きくなるにつれて模型先端との距離 δ は大きくなることが知られている¹⁸⁾。

Serbin¹⁷⁾の解析によれば、半球形状の場合、垂直衝撃波前後の密度比 K 、模型先端と離脱衝撃波との距離 δ 、模型半径 R の次に示す関係式を用いて比熱比 γ を求めるこ

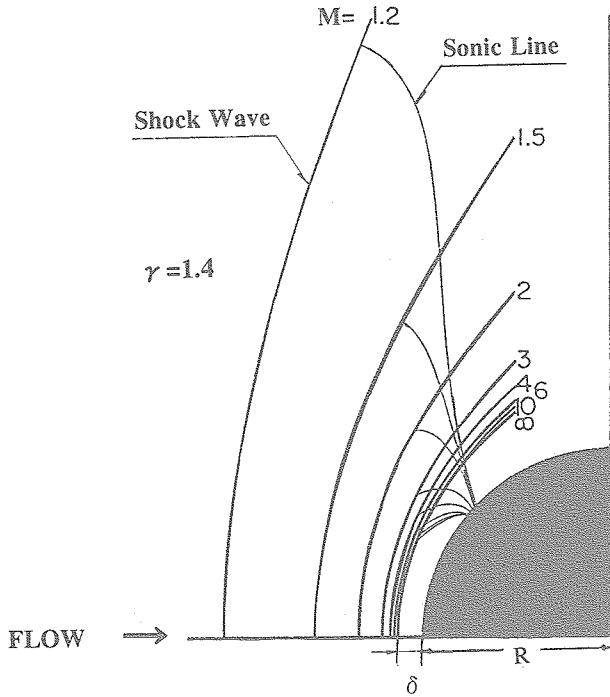


図 18 半球模型まわりの衝撃波と音速線

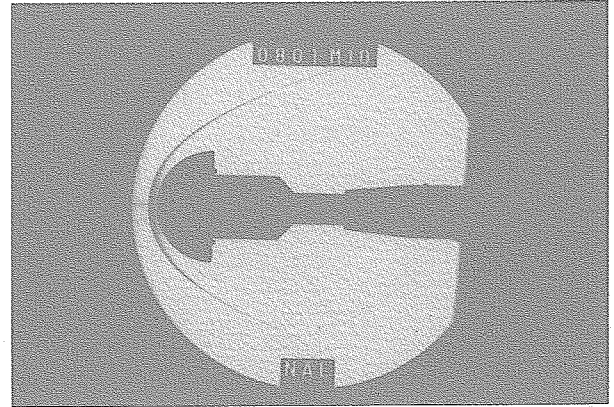
とができる。特にマッハ数 M が 3 より大きい時、気流の比熱比 γ は精度良く与えられる。

$$\delta / R = 0.67 / (K - 1) \quad (1)$$

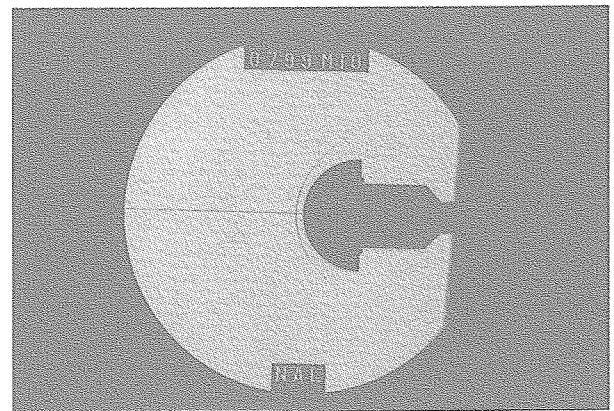
$$(\gamma - 1) / 2 = 1 / K \quad (2)$$

今回の風洞試験では、1.27m 極超音速風洞に設置されているシュリーレン装置による模型まわりの衝撃波の光学観測を同時に行った。本実験で撮影した AGARD-E 模型のシュリーレン写真を図 19 に示す。シュリーレン写真による実験結果から得られた δ/R の値は 0.140～0.142 であった。この実験値 (●) を文献 17 より引用した離脱衝撃波距離 δ と模型半径 R の比 δ/R とマッハ数 M の関係を表したグラフ (図 20) に示す。比熱比 γ は 1.4 よりやや小さいことが判る。

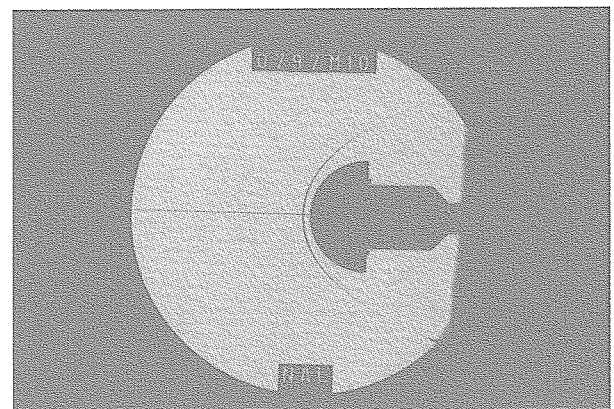
実験値から式 (1) 及び式 (2) を用いて比熱比 γ を見積もると 1.346～1.350 となる。この値は完全気体の空気の比熱比 $\gamma = 1.4$ と比べると 4% 程度小さく、分子の振動自由度を考慮した不完全気体の式¹⁹⁾ から得られる値 1.33 にほぼ一致する。



(a) $P_0 = 2.5 \text{ MPa}$, $M = 9.55$, $Re = 1.6 \times 10^6$, $X = 150 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$

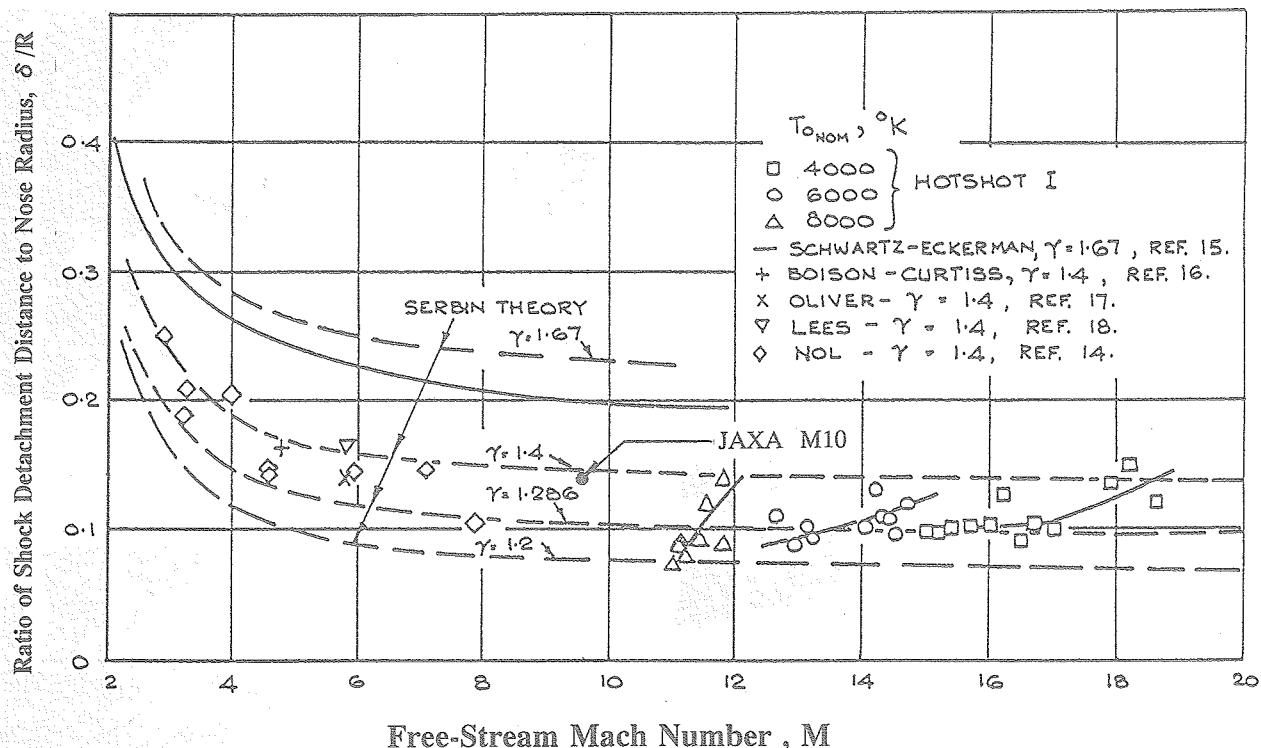


(b) $P_0 = 4.0 \text{ MPa}$, $M = 9.62$, $Re = 2.6 \times 10^6$, $X = 500 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 90^\circ$



(c) $P_0 = 6.0 \text{ MPa}$, $M = 9.70$, $Re = 3.7 \times 10^6$, $X = 500 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$, $\phi = 0^\circ$

図 19 AGARD-E 模型のシュリーレン写真

図20 マッハ数と δ/R

4. まとめ

AGARD-E 模型の表面圧力分布測定試験を、当機構 1.27m 極超音速風洞のノズル改修前後に実施した。本試験の結果を要約すると以下の通りである。

- 1) ノズル改修前の測定では AGARD-E 模型表面の圧力分布には非対称性があり、X, Z 位置を変えると分布に大きな変化があった。改修後の測定では圧力分布は対称になり、X 位置を変えても分布はほとんど変化しない、ロール角 ϕ を変えた試験でも改修前と比べ、一様性は格段に向上している。改修前にあったコア領域の気流非一様性の問題点は、改修後は解決されたと考える。
- 2) 改修後の試験で得られた AGARD-E 模型の圧力分布はナビエ・ストークス方程式による CFD 結果とよく一致する。
- 3) 他風洞での AGARD-E 模型による試験結果はマッハ数が 3.0 から 8.1 と低いものしかないが、圧力分布形状は相似であり、本風洞の改修後の圧力分布はそれらとマッハ数変化に対し、連続的につながる。
- 4) シュリーレン写真による離脱衝撃波の解析から気流の比熱比 γ を実験的に求めたが、その値は不完全気体の式から得られる値にほぼ等しい。圧力、温度等の流れの熱力学的特性量と、速度等の運動に関わる

諸量とが矛盾しない流れが形成されていることを確認できた。

以上の結果から、AGARD-E 標準模型を使った圧力分布測定試験の結果はノズル改修効果を評価できるとともに、十分に信頼性の高いものであると考える。

5. 謝 辞

本報告での実験値との比較に用いた CFD 結果は当機構、情報技術開発センター、統合解析研究チーム、山本行光リーダーによる計算結果を用いた。深く感謝の意を表します。また電子スキャン方式による圧力測定では、元風洞技術開発センター、関根英夫主任研究員に御指導、御協力頂きました。厚く御礼を申し上げる次第です。

参考文献

- 1) 空気力学部；大型極超音速風洞の計画と構造、NAL TR-1261, 1995 年 1 月。
- 2) 榊原盛三、関根英夫、平林則明、小山忠勇、津田尚一、永井伸治；1.27m マッハ 10 極超音速風洞の気流評価試験、第 43 回宇宙科学技術連合講演会講演集、1999 年 10 月。
- 3) 関根英夫、平林則明、永井伸治、小山忠勇、津田尚一、榊原盛三、吉澤 昭；航技研大型極超音速風洞の気流傾角と閉塞率について（その 1）、第 28 期航空

- 宇宙学会年会講演集、1997 年 4 月。
- 4) 関根英夫、津田尚一、永井伸治、小山忠勇、平林則明、穂積弘一、榊原盛三；航技研大型極超音速風洞気流特性—気流傾角分布—、第44 回宇宙科学技術連合講演会講演集、2000 年 10 月。
 - 5) J. Lacey, Y. Inoue, A. Higashida, M. Inoue, K. Ishizaka and J. J. Korte; Mach 10 Hypersonic Nozzle: Improved Flow Quality, Journal of Spacecraft and Rockets, vol.40, No.1, Jan-Feb. 2003, PP126-131.
 - 6) H. Lomax and M. Inouye; Numerical Analysis of Flow Properties about Blunt Bodies Moving at Supersonic Speeds in an Equilibrium Gas, NASA TR R-204, July.1964.
 - 7) M. Inouye and H. Lomax; Comparison of Experimental and Numerical Results for the Flow of a Perfect Gas about Blunt-Nosed Bodies, NASA TN-D-1426, Sep.1962.
 - 8) E. S. Love; A Re-examination of the Use of Simple Concepts for Predicting the Shape and Locations of Detached Shock Waves, NACA TN-4170, Dec.1957.
 - 9) R. Hills; A review of measurements on AGARD calibration models, AGARDograph 64, Nov. 1961.
 - 10) A. L. Baer; Pressure Distributions on a Hemisphere Cylinder at Supersonic and Hypersonic Mach Numbers, AEDC-TN-61-96, Aug.1961.
 - 11) M. D. Van Dyke; The Supersonic Blunt-Body Problem— Review and Extension, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol.25, No.8, Aug. 1958, PP485-496.
 - 12) M. D. Van Dyke and H. D. Gordon; Supersonic Flow Past a Family of Blunt Axisymmetric Bodies, NASA TR R-1, 1959.
 - 13) Lees L; Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds; Jet Propulsion, Vol.26 No.4, 1956, PP259-269.
 - 14) 津田尚一、小山忠勇；極超音速風洞データ処理装置の更新について、NAL TM-737、1999 年 3 月。
 - 15) 関根英夫、津田尚一、平林則明、小山忠勇、榊原盛三；大型極超音速風洞における高速圧力分布測定システムについて、第31回流力講演会講演集、1999 年 10 月。
 - 16) John. D. Anderson, Jr; HYPERSONIC AND HIGH TEMPERATURE GAS DYNAMICS, McGraw-Hill, 1989.
 - 17) H. Serbin; Supersonic Flow Around Blunt Bodies, Journal of the Aeronautical Sciences, vol.25, Jan. 1958, PP58-59.
 - 18) J. L. Stollery and D. J. Maull; A Note on Shock Detachment Distance, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.64, June.1960, PP357-359.
 - 19) AMES RESEARCH STAFF; Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA-TR1135, 1953.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-019

発行日 2005年2月21日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency