

NAL超音速風洞用ガスジェット供給装置 及び超音速ノズル推力測定装置*

渡辺 光 則^{*1}, 浜 本 滋^{*1}, 原 亘 利^{*1}, 楯 篤 志^{*1}
野 田 順 一^{*1}, 平 林 則 明^{*1}, 吉 永 崇^{*1}

Gas Jet Pressure Controller for NAL Supersonic Wind Tunnel Test and Thrust Test Stand for Supersonic Jet Nozzles

Mistunori Watanabe^{*1}, Shigeru Hamamoto^{*1}
Nobutoshi Hara^{*1}, Atsushi Tate^{*1}, Junichi Noda^{*1}
Noriaki Hirabayashi^{*1} and Takashi Yoshinaga^{*1}

ABSTRACT

A gas supply device was constructed to supply the reaction control nozzle of the Japanese space shuttle model, HOPE, with nitrogen gas at an arbitrary pressure. The variation of the supplied gas pressure is controlled up to 5 MPa manually or electrically by imposing a control voltage. The variation of the instantaneous temperature, the pressure and the flow rate of the supplied gas are recorded to evaluate the control performance of the device. The supplied gas pressure is controlled to a constant value within 1 second, while the temperature varied greatly over 5 seconds. To measure the thrust of the reaction gas jet a test stand without interaction by the supplied high pressure gas through the piping was devised. The thrust of supersonic jet nozzles for jet Mach number 2.5, 3.0, 3.5 and 4.0 showed almost the same values as theoretically predicted.

Keywords : HOPE, Reaction Control System, Reentry, Space Shuttle, Pressure Control

概 要

無人宇宙往還機 HOPE (H - Orbiting Plane) が地球大気に再突入する場合にガスジェットによる姿勢制御を行う。この時ガスジェットの推力やそれによるモーメント以外に、他方向の力やモーメントにも影響を与える。これらの空力干渉を 1 m × 1 m 超音速風洞試験で調べるために、ガスジェット供給装置と超音速ノズル推力測定装置を製作した。またそれらの性能を試験した。ガスジェット供給装置は約 5 MPa まで安定した圧力で窒素ガスを供給できた。この装置では、1 から 5 volt の制御電圧を印加することにより圧力制御ができる。また超音速ノズル推力測定装置を用いて、マッハ数 $M_j = 2.5, 3.0, 3.5$ 及び 4.0 の各超音速ノズル模型の推力を測定した結果、測定値と理論値は良く一致した。

* 平成 9 年 3 月 12 日受付 (received 12 March 1997)

* 1 空気力学部 (Aerodynamics Division)

1. まえがき

将来、宇宙ステーションと地球を結ぶ輸送手段として、日本では無人の有翼宇宙往還機 HOPE の開発を計画している。HOPE は地球大気への再突入時に大迎角をとるため、特に横方向の制御能力がなくなり、それに替わる制御方法としてガスを噴射する RCS (Reaction Control System) を採用する¹⁾。この場合ガスジェットが再突入飛行体の流れ場と干渉を起こし、必要とする方向以外の方向に空気が作用する場合がある²⁻⁵⁾。従って、この干渉を風洞実験であらかじめ予測することが必要である。HOPE の場合、RCS による姿勢制御を極超音速領域だけでなく超音速領域でも使用する予定である。

航空宇宙技術研究所の 1 m × 1 m 超音速風洞において、HOPE の RCS ガスジェット干渉試験を行うために、ガスジェット供給装置を製作した。またガスジェット噴射用の超音速ノズル模型の推力を測定するため、超音速ノズル推力測定装置も合わせて製作した。これらの装置の性能及び実際の使用例について報告する。

ガスジェット供給装置のガス源は、連結したガスボンベ (圧力 14.8MPa、容積 47ℓ/本) に充填されている窒素を基本ガスとしている。ガスの調圧は、手動式減圧弁または電子式減圧弁のどちらかを選択して行うことができる。使用調圧範囲は 0.45 ~ 6.1MPa、配管系の口径は 3 / 4 インチである。また超音速ノズル推力測定装置の推力測定には、ひずみゲージ式荷重変換器 (ロードセル) を使用している。

2. ガスジェット供給装置

2. 1 ガスジェット供給装置の設計概念

ガスジェット供給装置の設計は、特に下記の (1) から (3) を考慮して行った。

- (1) 航空宇宙技術研究所の 1 m × 1 m 超音速風洞で 06HOPE - DA (2.5%) 模型後部に、先に提案された 1200N ヨースラスト⁶⁾ ノズル出口縮尺径 2.5% (5mm) の超音速ノズル模型を取付け、RCS ガスジェット干渉試験が行えること。
- (2) 通風時、特に主流マッハ数 $M = 3 \sim 4$ において、超音速流ノズル模型のマッハ数 $M_j = 4$ の性能が確保できること。
- (3) ガス源には、市販の高圧ガスボンベ (圧力 14.8MPa、容積 47ℓ/本) に充填されている窒素ガスを使用できること。

2. 2 構成

ガスジェット供給装置を図 1 に示す。これらは (1) ガスボンベスタンド、(2) ガス圧力制御盤及び、(3) ガス供給配管系の 3 つの要素から構成される。

(1) ガスボンベスタンド

ガスボンベスタンドには、容積 47ℓ のガスボンベ (圧力 14.8MPa) を 5 本収容できる。ガスボンベは、ガスジェット用として 4 本、(2) のガス圧力制御盤の電子式減圧弁の作動ガス用として 1 本を使用する。ガスジェット用のガスは、ガスボンベから出た後マニホールドに集められ、フレキシブルホースを経由して (2) のガス圧力制御盤へ送られる。これらガス配管の口径は基本的に 3 / 4 インチである。

ガスボンベスタンドの本体は、ステンレス製のアング

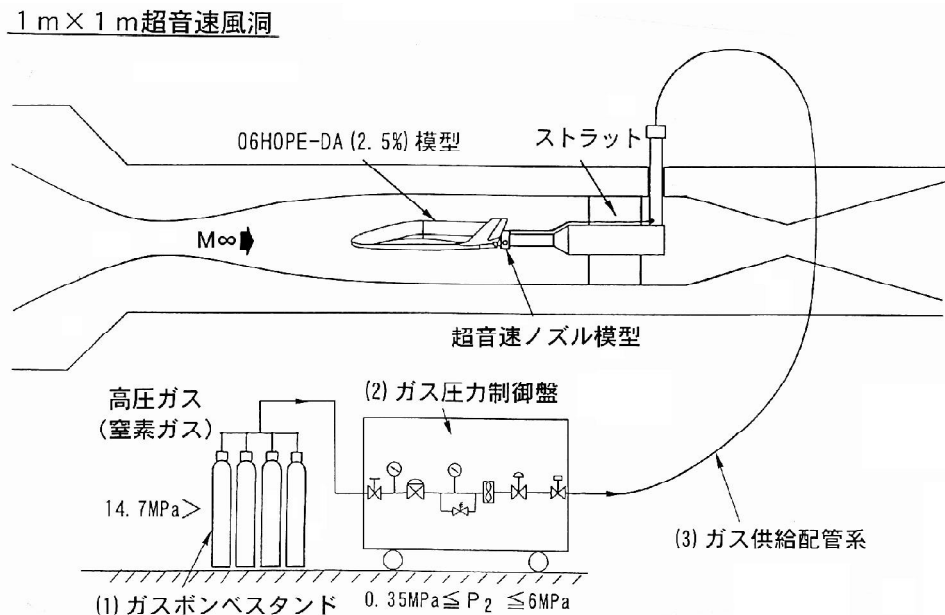


図 1 ガスジェット供給装置と超音速風洞に取付けた 06HOPE 模型への配管

ル材（40mm × 40mm × 5mm）と板で組み立てられおり，その寸法は幅 1500mm × 奥行き 450mm × 高さ 1650mm である。

(2) ガス圧力制御盤

ガス圧力制御盤は，ガスボンベスタンドから供給された高圧ガス（1次圧力： P_1 ）を調圧（2次圧力： P_2 ）して，超音速ノズル模型へ送り出す装置である。1次圧の設計圧力は最大 14.8MPa であり，調圧可能な範囲（ P_2 ）は 0.45 ~ 6.1MPa である。また制御盤内の配管系は基本的に口径 3/4 インチのステンレス管で行っている。この装置には，手動式減圧弁と電圧によって制御を行う

電子式減圧弁の 2 系統の制御装置が設置されている。

ガス圧力制御盤の主な寸法・構成を図 2 に示す。ガス圧力制御盤の寸法は，幅 1500mm × 奥行き 800mm × 高さ 1500mm である。また同盤の下部にはストッパ付の車輪がついているので移動が可能である。図 3 にガスボンベスタンドとガス圧力制御盤を示す。

ガスボンベスタンドから供給された 1 次圧力のガスは，最初に入口で圧力（ P_1 ）を検出される。圧力の検出には，ガス圧力制御盤に表示されるブルドン管タイプの圧力計（24.6MPa，長野計器製）と，データ取得を目的とするトランスミッタタイプの圧力計（20.1MPa，精度

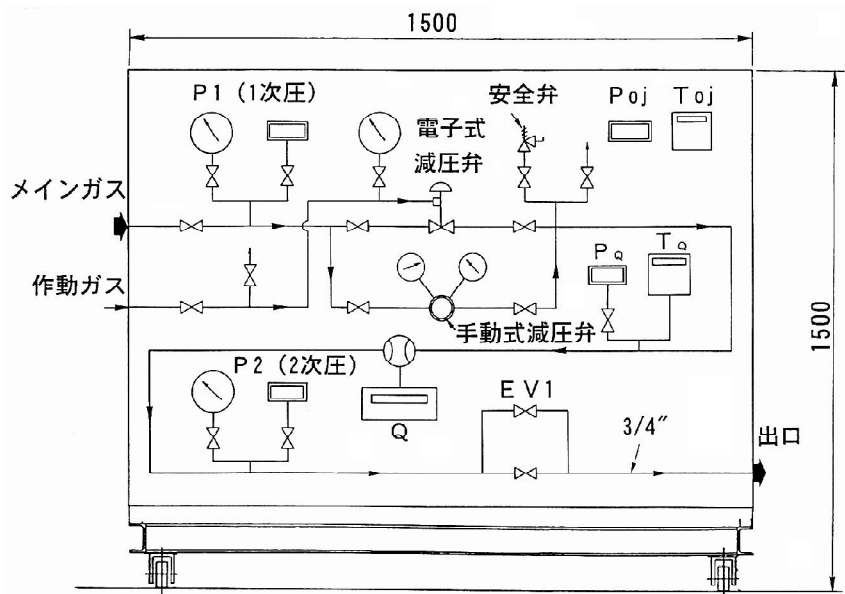


図2 ガス圧力制御盤（単位：mm）

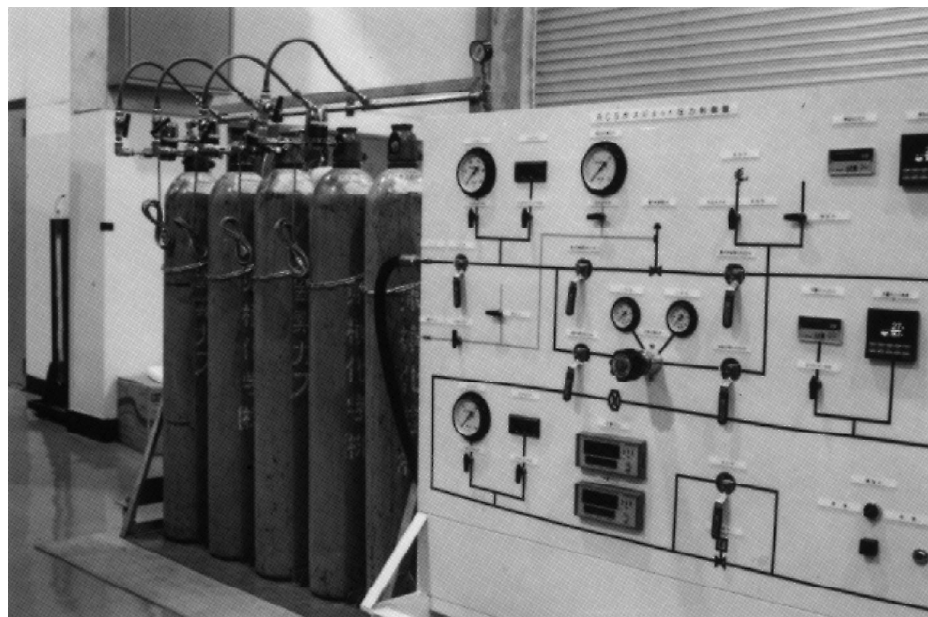


図3 ガスボンベスタンドとガス圧力制御盤

0.25%FS, 長野計器製) の 2 台を使用している。1 次圧力のガスは減圧弁で調圧され 2 次圧力のガスとして出口から送り出される。ガスの調圧には、手動式減圧弁または電子式減圧弁を選択して使用できる。手動式減圧弁 ($C_v = 2$) を使用した場合、調圧可能な範囲は 0.45 ~ 6.1MPa である。電子式減圧弁 ($C_v = 2$) を使用した場合には、1 次圧力のガスを制御電圧 1 ~ 5volt に対応した圧力に調圧 (2 次圧力) することができる。また電子式減圧弁を使用した場合は、予めプログラムした電圧を与えることによってシーケンシャルに設定圧力を変化させることができる。調圧可能な公称値は 0.1 ~ 7.1MPa である。減圧弁で調圧されたガスは流量計の上流部で圧力 (P_Q) と温度 (T_Q) が測定される。ここで使用している圧力センサーは絶対圧タイプの圧力トランスミッタ (0 ~ 6 MPa: $\pm 0.1\%$ FS, DRUCK 製) である。温度センサーには先端接地形の K 熱電対 (クロメル - アルメル) を使用している。流量計は、タービンタイプ (ドッドウルフ製) で口径 3 / 4 インチと 1 インチの 2 種類を用意しており用途に応じて選択することができる。流量計を経由したガスがガス圧力制御盤を出る前に入口同様に、ブルドン管タイプ (14.8MPa, 長野計器製) とトランスミッタタイプ (10.1MPa, 精度 0.25%FS, 長野計器製) の 2 台の圧力計で出口圧力を検出する。トランスミッタタイプの圧力計の出力は電子式減圧弁のフィードバック信号として使用している。ガス圧力制御盤の入口と出口には手動バルブを設けている。出口には手動バルブとは別の配管に電磁バルブを設けて、遠隔操作によりガスの瞬時供給・停止が行えるようにしている。

なおガス圧力制御盤には超音速ノズル模型で検出される淀み圧 (P_{0j}) 及び淀み温度 (T_{0j}) の表示器も取り付けられている。

(3) ガス供給配管系

図 1 に示すように、風洞外のガス圧力制御盤から風洞内の模型後部にまでガスを導く方法としては、以前に超音速風洞で行ったフリーフライト試験での配管法を採用している。また同試験で使用した一部の部品を改造して本配管系で使用している。配管の長さはガス圧力制御盤から超音速ノズルの接続部まで約 14.5m である。配管は、ガス圧力制御盤から風洞上部外壁 (ストラットの位置) まではフレキシブルホースで行う。風洞内部への配管導入は、風洞壁の内部への引き込み孔に外径 60.5mm のステンレス管を挿入し、ストラットの後部に同管を固定することによって行っている。この管の容量は大きいので脈動の整定に役立っているものと考えられる。従って模型迎角変化のためにストラットが上下に移動した場合には同管も連動して上下に動く。同管の直後には遠隔操作が可能な電磁弁が取付けてある。電磁弁からスティ

ングポッド入口までの配管は外径 20mm ステンレス管で、そこから超音速ノズルの接続部までは外径 11.5mm のフレキシブルホースで行っている。配管の内径は、ガス圧力制御盤出口から 3 / 4 インチ (19mm) のフレキシブルホースで始まり途中太くもなるが、超音速ノズル模型の接続部に接続されるフレキシブルホースの金具では 6 mm の太さになる。

2. 3 ガスジェット供給装置計測系

図 4 にガスジェット供給装置計測系の概略図を示す。データの取得と電磁弁の ON / OFF 制御は、パーソナルコンピュータで計測装置を駆動して行った。計測・制御装置は (VXI メインフレーム; HP-75000) である。メインフレーム内にはスキャナー (16ch), A / D 変換器及びスイッチ (C 接点 16ch) が装備されている。測定点数は、ガス圧力制御盤内の圧力 (P_1, P_2, P_Q), 温度 (T_Q) 及び流量 (Q) と、風洞内の超音速ノズルの淀み圧 (P_{0j}) と淀み温度 (T_{0j}) 及び風洞スタート信号の合計 8 点である。ON / OFF 制御を行なう電磁弁 (EV; AC100V) は、ガス圧力制御盤内の EV1 と風洞内のガス供給配管系の EV2 の 2 カ所に配置されている。

2. 4 ガスジェット供給装置の 06HOPE 模型での使用例

航空宇宙技術研究所の 1 m \times 1 m の超音速風洞において、実際にこのガスジェット供給装置と 06HOPE 模型 (1994 年型 HOPE 模型) を用いて RCS ガスジェット干渉試験を行った。使用したガスの種類は窒素ガス (N_2) である。窒素ガスの調圧は手動式減圧弁で行った。

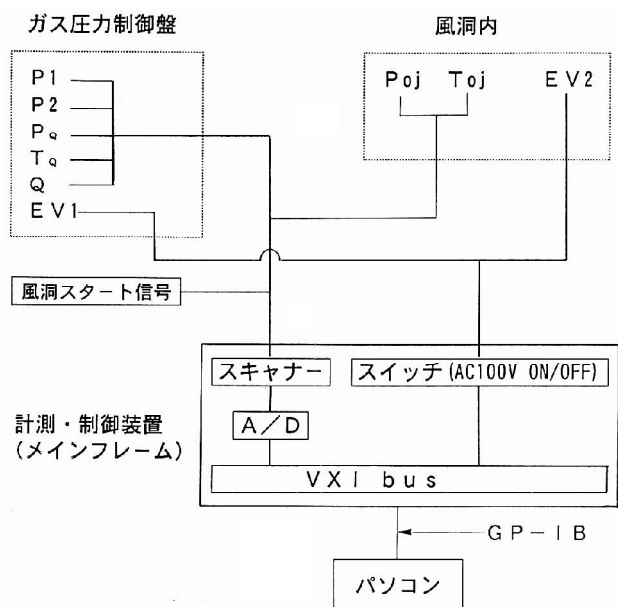


図 4 ガスジェット供給装置系

図 5 に、超音速風洞のスティンク上に取付けた 06HOPE - DA 模型を示す。その後部に超音速ノズル模型取付け用ブロック（ノズルブロック）が見える。この超音速ノズル面は機体軸に垂直な横方向から下流側に10度傾いている。

図 6 に、06HOPE 模型の諸元とその後部に取付けたノ

ズルブロックを示す。この力試験模型にはスティンクに固定された6分力天秤が内装されており、3方向の力とモーメントを同時に測定できる。天秤は模型内でスティンクに取付けられている。またノズルブロックは模型直後に、模型とは3 mm 程度離してスティンク上に取付けている。従ってノズルブロックへの高圧ガスの供給によ

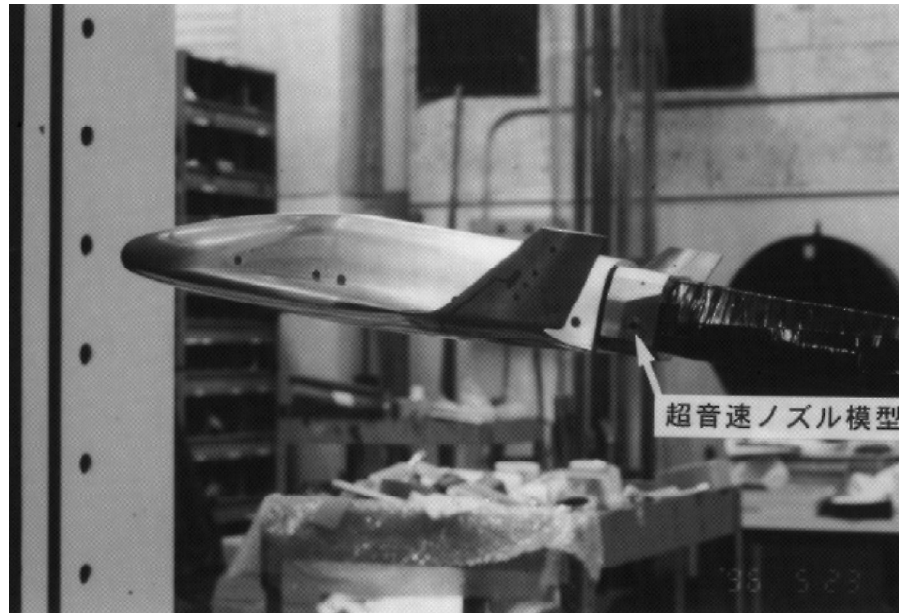


図 5 1 m × 1 m 超音速風洞のスティンクに取付けた 06HOPE 模型
(模型後部に RCS ガスジェット用超音速ノズル模型を設置)

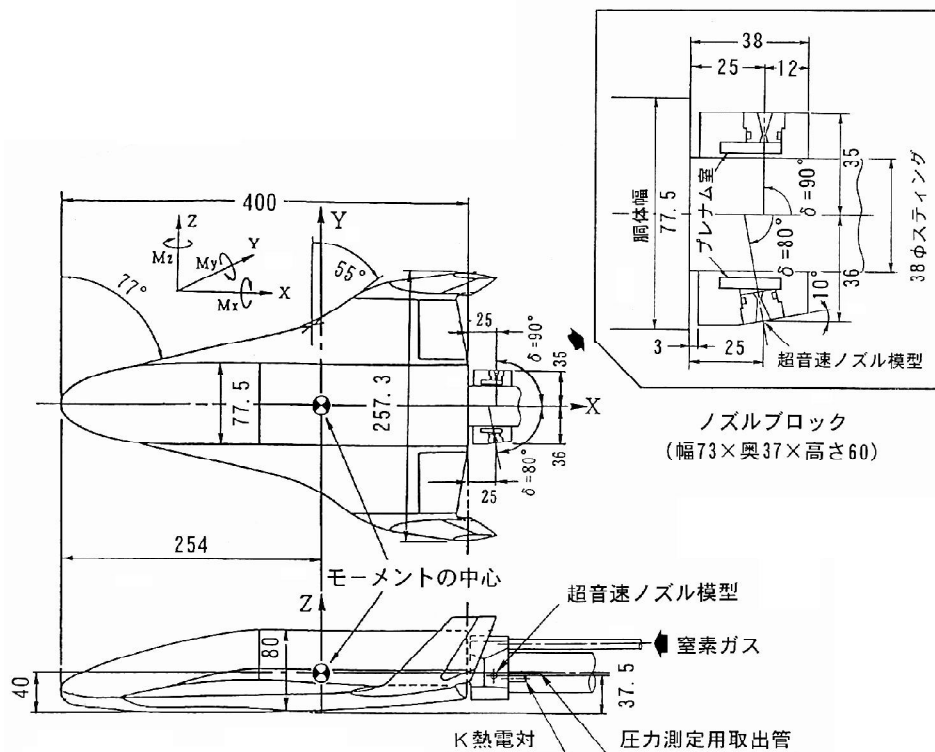


図 6 06HOPE - DA 模型 (2.5%) と RCS ガスジェット干渉試験用
ノズルブロックの諸元 (単位: mm)

る干渉力は、天秤に作用しない構造になっている。ただし、RCSガスジェットによる模型への空力干渉力は天秤に加算されて測定される。ノズルブロックには上流に向かって右側には直角横方向の超音速ノズル模型取付け口が設けられている。また左側には模型の主軸に垂直方向から10度下流側に超音速ノズル模型取付け口が設けられている。どちらか一方はメクラ蓋をし、もう一方だけを使用してガスジェットを噴射する。ノズルブロックには空洞部分（プレナム室）があり、高压ガスを一時淀ませる。このプレナム室の温度をクロメル・アルメル熱電対（K型）で測定している。またプレナム室の圧力は、ステンレス管で約1.5m下流のストラットまで導き圧力変換器（0～6MPa、精度：±0.1%FS、DRUCK製）で測定した。

図7に4種類のコニカルタイプの超音速ノズル模型（ $M_j = 2.5, 3.0, 3.5$ 及び4.0）を示す。ノズルのスロート径、ノズル出口径は投影機で検査した。製作誤差は、スロート径については $M_j = 3.5$ の場合が最大で約0.21%、他の場合についてはそれ以下である。出口径については $M_j = 3.0$ の場合には0.4%であるが、他は0%である。

図8(a)は、大気中へガスジェットを噴射した場合、図8(b)は通風中にガスジェットを噴射した場合のシュリーレン写真である。噴射条件は、超音速ノズル模型のマッハ数 $M_j = 2.5$ 、淀み圧 $P_{0j} = 5.0\text{MPa}$ 、噴射方向 = 80° （機体軸に垂直な方向 = 90° から機体後方へ 10° 傾けている）である。また通風条件は、主流マッハ数 $M = 4.0$ 、迎角 = 0° である。通風中のシュリーレン写真では、ガスジェットの前方に弓状衝撃波が観察される。

なおこの写真は、ガスジェットの噴射状況をシュリーレン写真で観察するために、通常の測定位置からロール角を下流から見て時計回りに 90° 回転させ撮影した。

図9(a)、9(b)及び9(c)は、ガスジェット供給装置の計測装置を用いて測定したガス圧力制御盤内の流量計入口の圧力（ P_Q ）と温度（ T_Q ）、及び超音速ノズル模型の淀み圧力（プレナム室圧力： P_{0j} ）と淀み温度（プレナム室温度： T_{0j} ）の時間に対する変化を示したものである。試験条件は主流マッハ数 $M = 4.0$ 、主流静圧 $P = 8.5\text{kPa}$ 、超音速ノズル模型のマッハ数 $M_j = 2.5$ 及びノズルスロート径3.083mmである。図9(a)は超音速ノズル模型の淀み圧力 $P_{0j} = 1.1\text{MPa}$ 、図9(b)は $P_{0j} = 2.9\text{MPa}$ 、及び図9(c)は $P_{0j} = 4.9\text{MPa}$ の場合である。これらの場合には、超音速ノズル模型 $M_j = 2.5$ の性能が得られるように、超音速ノズル模型のノズル出口圧力 P_j と主流静圧 P の関係が $P_j = P$ になるように P_{0j} を設定している。通風時 P_{0j} の設定は次のような方法で行った。

通風前に、大気中に超音速ノズル模型からガスジェットを噴射しながらガス圧力制御盤の手動式減圧弁で P_{0j} を設定し、電磁弁を閉じる。

風洞の気流が成立後、電磁弁を開いてガスジェットを噴射する。

P_{0j} がいずれの場合においても、 P_Q と P_{0j} はガスジェット噴射後約1秒程度でほぼ一定になり、約18秒経過後も一定である。また P_Q と P_{0j} の圧力差は、流量計から超音速ノズル間の配管内で数百kPaの圧力損失があることを示している。減圧弁下流の T_Q については、時間の

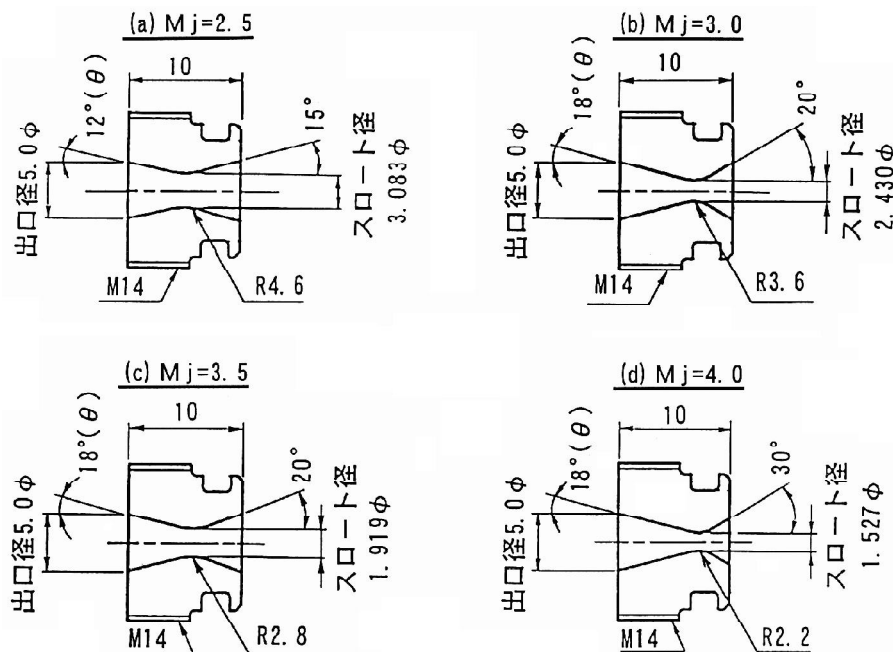


図7 超音速ノズル模型の諸元（単位：mm）

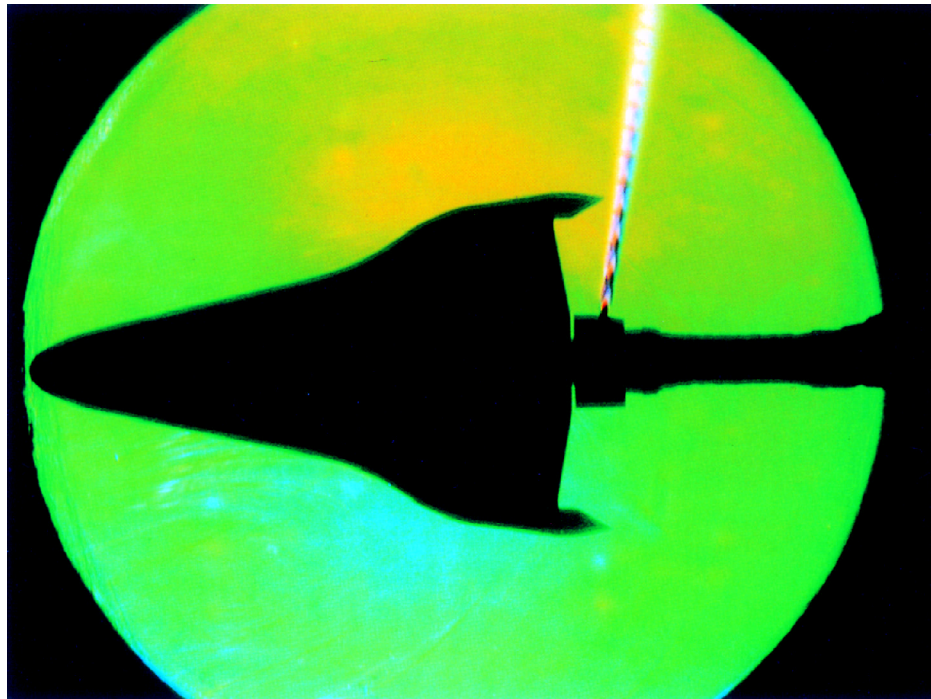


図 8 (a) 大気中へ噴射する RCS ガスジェットのシュリーレン写真
 $(M_j = 2.5, P_{0j} = 5.0\text{MPa}, \theta = 80^\circ)$

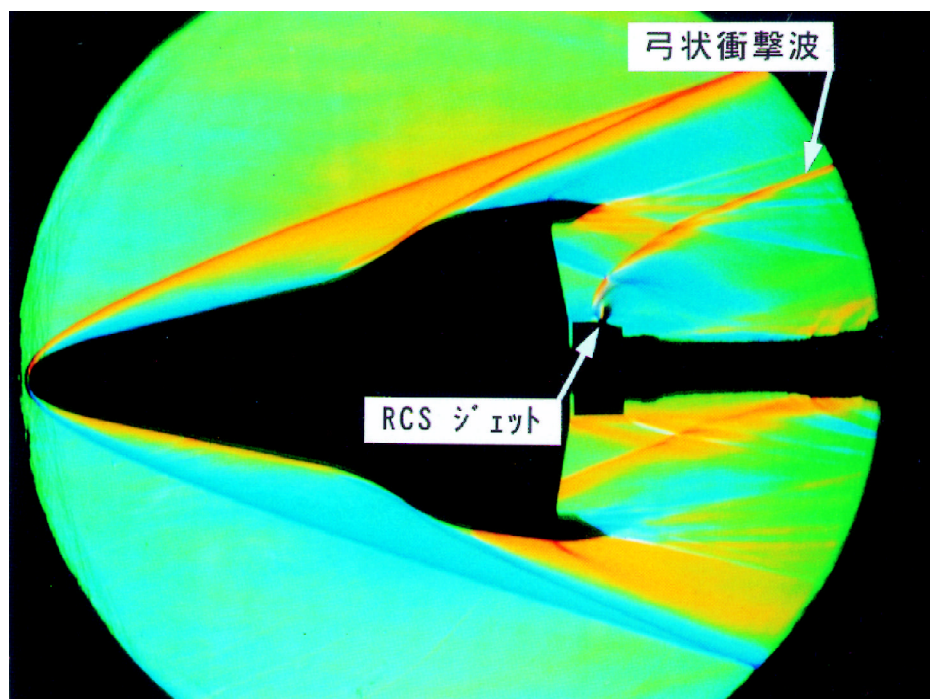


図 8 (b) 通風中での RCS ガスジェットのシュリーレン写真
 $(M_\infty = 4.0, \theta = 0^\circ, M_j = 2.5, P_{0j} = 5.0\text{MPa}, \theta = 80^\circ)$

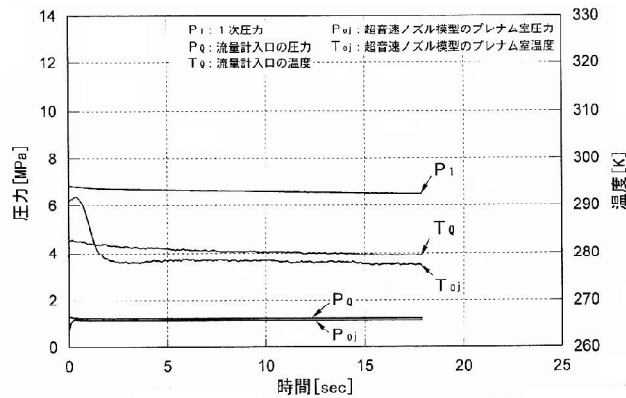


図9 (a) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の圧力と温度の変化
(手動式減圧弁を使用, $M = 4.0$, $M_j = 2.5$, $P_{0j} = 1.1\text{MPa}$)

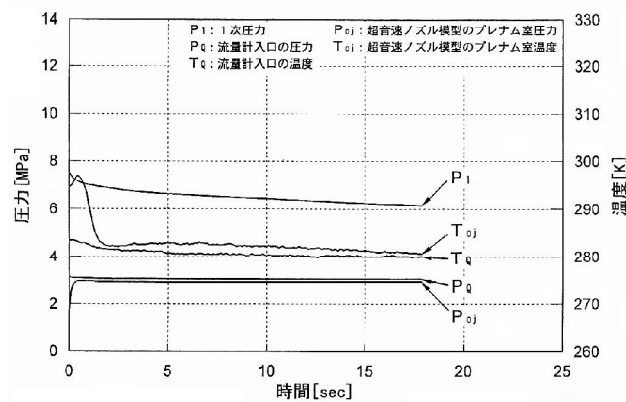


図9 (b) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の圧力と温度の変化
(手動式減圧弁を使用, $M = 4.0$, $M_j = 2.5$, $P_{0j} = 2.9\text{MPa}$)

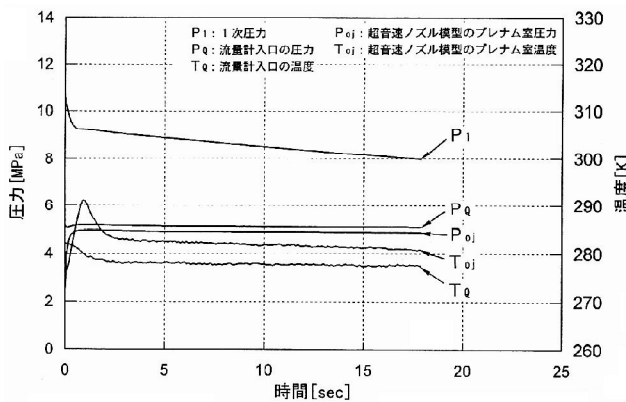


図9 (a) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の圧力と温度の変化
(手動式減圧弁を使用, $M = 4.0$, $M_j = 2.5$, $P_{0j} = 4.9\text{MPa}$)

経過とともに下降している。約5秒後から18秒までこの温度下降は T_Q 2Kである。ガスジェット噴射後のプレナム室温度 T_{0j} は、風洞内の電磁弁とプレナム室の間の窒素ガスが断熱圧縮されて一時的に上昇し、約2.5秒後にほぼ一定になる。この時間以降の温度変化量は T_{0j} 2Kである。この程度の温度変化では、超音速ノズル模型から噴射される質量流量への影響は小さい。

図10(a), 10(b) 及び10(c) は, $M = 4.0$ の気流中に超音速ノズル模型 $M_j = 4.0$ からガスジェットを噴射した場合の各圧力 P_Q と P_{0j} , 及び各温度 T_Q と T_{0j} の時間に対する変化を示す。それぞれの図は $P_{0j} = 1.6\text{MPa}$, $P_{0j} = 3.1\text{MPa}$ 及び $P_{0j} = 5.2\text{MPa}$ に相当する。図9の $M_j = 2.5$ の超音速ノズル模型からガスジェットを噴射した場合と同様に、ガス圧力制御盤の手動式減圧弁での設定を行っている。 $P_{0j} = 1.6\text{MPa}$, $P_{0j} = 3.1\text{MPa}$ 及び $P_{0j} = 5.2\text{MPa}$ の各場合とも、 P_Q と P_{0j} はガスジェット噴射後約1秒でほぼ定常になり、20秒経過してもその状態は変わらない。超音速ノズル模型 $M_j = 4.0$ の場合には、ノズルスロート径が超音速ノズル模型 $M_j = 2.5$ に比べて小さいので質量流量も $M_j = 2.5$ 模型に比べて小さい。その結果、配管系の圧力損失は小さくなり $P_Q = P_{0j}$ となる。温度に関しても質量流量の影響を受け $M_j = 2.5$ 模型に比べて減少するために、断熱圧縮された窒素ガス流出に時間を要する。 T_{0j} は約5秒後にほぼ一定に収束する。ただし、 $P_{0j} = 5.0\text{MPa}$ では、5秒以後も T_{0j} は下降する。

2.5 電子式減圧弁の調圧特性

図11(a), 11(b) 及び11(c) は, $M_j = 2.5$ の超音速ノズル模型から窒素ガスを噴射して、ガス圧力制御盤の電子式減圧弁の調圧特性を調べたものである。それぞれの図は、 $P_{0j} = 1.0\text{MPa}$, $P_{0j} = 3.2\text{MPa}$ 及び $P_{0j} = 4.9\text{MPa}$ に対応する。これらの試験においては、RCSガスジェット干渉風洞試験の場合のガスジェット噴射条件とは異なり、超音速ノズル模型からガスジェットを大気中（通風していない風洞室内）に噴射させている。また配管の長さも風試時の約1/2である。図11(a), 11(b) 及び11(c) の各場合とも P_{0j} の値は、 $M_j = 2.5$ の超音速ノズル模型のスロートで音速になる条件を満たしている。従って、ここでの電子式減圧弁の制御電圧で実際の風洞試験中にガスジェットを噴射した場合、 P_{0j} の特性はここでの測定結果に近い傾向を示すと推定される。 P_{0j} が定常になるまでの所要時間は、ガスジェット噴射後2から3秒程度である。 P_{0j} の定常状態もガスジェット噴射停止の約20秒まで保たれている。以上のように電子式減圧弁に一定の電圧を加えることによって、定常な P_{0j} の制御が可能になったことが分かった。ただし、この電子式減圧弁は制御電圧が3.2voltを越えると P_{0j} の値は飽和状態になる。図

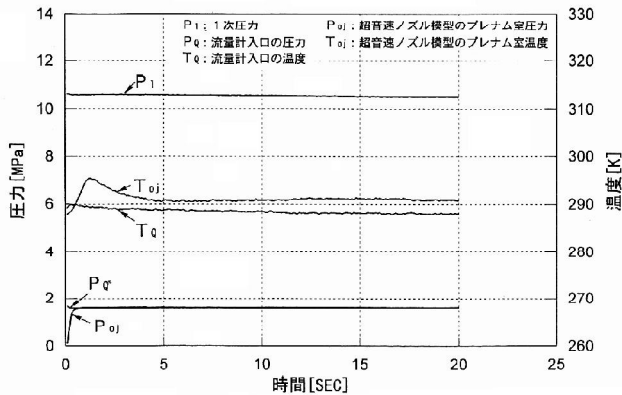


図 10(a) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の
圧力と温度の変化
(手動式減圧弁を使用, $M = 4.0$, $M_j = 4.0$,
 $P_{0j} = 1.6\text{MPa}$)

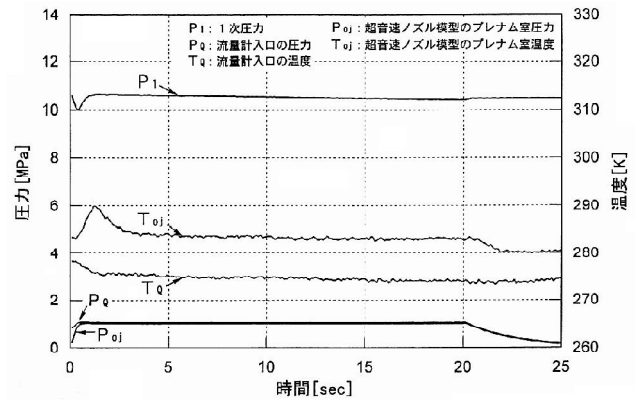


図 11(a) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の
圧力と温度の変化
(電子式減圧弁を使用, 制御電圧 = 1.45v,
大気中, $M_j = 2.5$, $P_{0j} = 1.0\text{MPa}$)

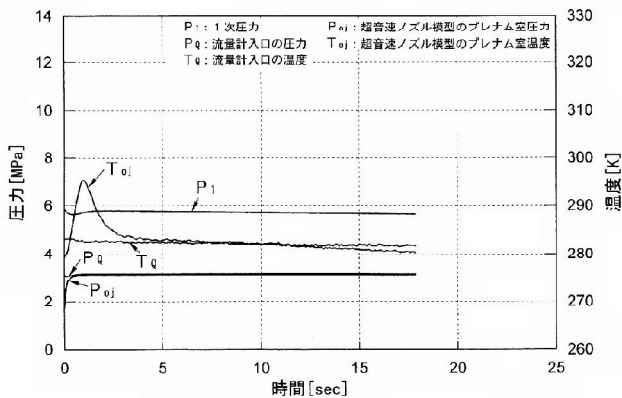


図 10(b) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の
圧力と温度の変化
(手動式減圧弁を使用, $M = 4.0$, $M_j = 4.0$,
 $P_{0j} = 3.1\text{MPa}$)

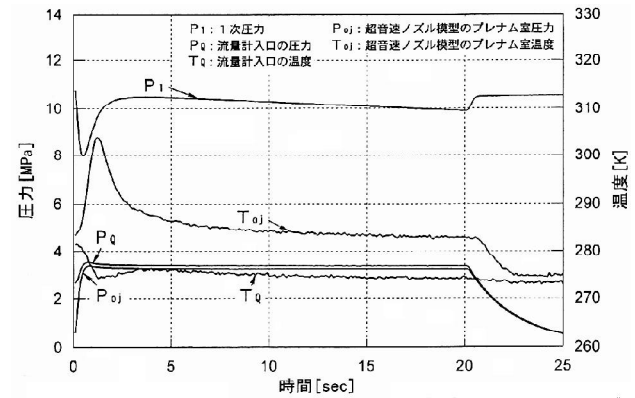


図 11(b) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の
圧力と温度の変化
(電子式減圧弁を使用, 制御電圧 = 2.25v,
大気中, $M_j = 2.5$, $P_{0j} = 3.2\text{MPa}$)

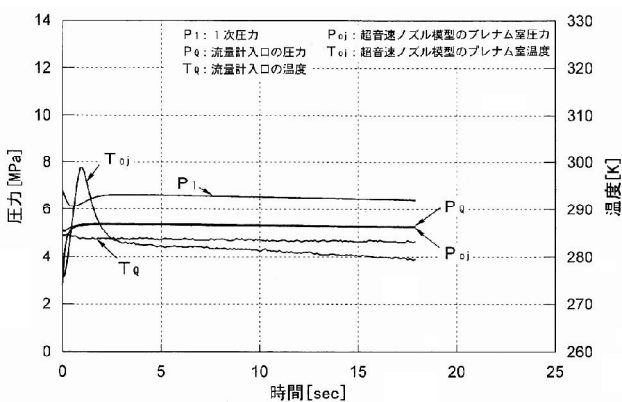


図 10(c) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の
圧力と温度の変化
(手動式減圧弁を使用, $M = 4.0$, $M_j = 4.0$,
 $P_{0j} = 5.2\text{MPa}$)

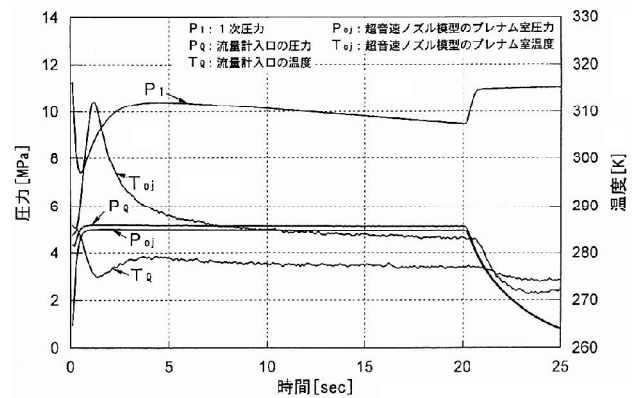


図 11(c) ガス圧力制御盤及び超音速ノズル模型内の
圧力と温度の変化
(電子式減圧弁を使用, 制御電圧 = 4.00v,
大気中, $M_j = 2.5$, $P_{0j} = 4.9\text{MPa}$)

11(c) はそのような飽和状態での出力である。 T_{0j} については、図 11(a) の P_{0j} 1.0MPa の場合は、ほぼ定常になるまで約 4 秒である。これに対して図 11(b) の P_{0j}

3.2MPa と図 11(c) の T_{0j} 4.9MPa の場合には、ガスジェット噴射後に T_{0j} は急激な温度上昇（それぞれ T_{0j} 20K, 29K）を示している。このためが緩やかな温度変化への収束するまでの時間は長く、約 10 秒経過後である。しかし超音速ノズル模型及び同模型へのガス供給配管系は、風洞気流温度に比べて相当に高い室温の中に置かれているので、通風中の T_{0j} の温度変化をここでのデータから詳細に予測するのは難しい。

風洞試験での電子式減圧弁の特性データは示していないが、07HOPE 模型の RCS ガスジェット干渉試験ではすべての試験を電子式減圧弁を用い行った。

2.6 ガスジェット供給装置のガスの温度

T_{0j} が定常に近い状態での T_Q と T_{0j} の関係は、図 9 の超音速ノズル模型 $M_j = 2.5$ からガスジェットを通風中に噴射した場合、 P_{0j} 1.1MPa では $T_Q > T_{0j}$ である。 P_{0j}

2.9 と 4.9MPa では、 $T_Q < T_{0j}$ となっている。一方、図 10 の超音速ノズル模型 $M_j = 2.5$ よりもスロート径の小さい超音速ノズル模型 $M_j = 4.0$ を使用した場合には、 P_{0j} 1.6MPa では $T_Q < T_{0j}$ 、 P_{0j} 3.1MPa では $T_Q > T_{0j}$ 、及び P_{0j} 5.2MPa では $T_Q > T_{0j}$ である。これは超音速ノズル模型 $M_j = 2.5$ の場合とは反対の傾向を示している。使用した超音速風洞は、淀み温度を大気温とし、大気中に気流を放出する吹出式風洞である。そのため通風中、特にマッハ数 $M = 4.0$ においては、主流の断熱膨脹により測定室付近の風洞壁やストラット周辺の温度はかなり降下する。そのためにストラット周辺を通過し超音速ノズル模型に導かれているガス供給配管系は冷却され、配管内を通過する窒素ガスの温度を降下

させる。この影響は、図 9 と図 10 のガスジェットを通風中に噴射した場合の T_Q と T_{0j} の関係に強く影響を及ぼすものと考えられる。

図 11 の超音速ノズル模型 $M_j = 2.5$ を使用し大気中にガスジェットを噴射した場合、 T_{0j} が定常に近い状態での T_Q と T_{0j} の関係は P_{0j} が異なっても $T_Q < T_{0j}$ である。この場合には、ガス供給配管系は外部からは冷却されないで $T_Q < T_{0j}$ の関係が逆になることはない。

3. 超音速ノズル推力測定装置

3.1 超音速ノズル模型の推力測定原理

超音速ノズル模型から噴射したガスジェットがその反作用として現れる推力を測定し、理論式から求められる値とどの程度一致するかを知る必要がある。この推力を測定する場合に、いくつか問題が生じる。その最も顕著なものは、配管が加圧されることによる力の推力への干渉である。例えば天秤にノズルを取付けて、それに高圧ガスのフレキシブルチューブを配管したとする。配管を加圧するとチューブに加わった圧力によって天秤への力の作用は避けられず純粋にガスジェットによる反作用とは異なる力が加わる。ここでは、このような配管系からの力の伝達を避けるため、固定した配管に対してその軸まわりに自在に角度が変わる直角方向のヒンジ配管を O リングによるシールで取付け、固定配管に加圧されることによる推力測定系への力の干渉を避けた。

図 12(a) と図 12(b) に超音速ノズル推力測定装置の概略図を示す。また図 12(c) にこの装置の写真を示す。本装置の推力測定原理は、ひずみ式荷重変換器（ロードセル）の荷重当金の上に超音速ノズル模型の取付いた整流タンクを載せ、ガスジェットを噴射することによりロードセルから超音速ノズル模型の推力を測定する。当初の予定では、ロードセルの荷重当金と整流タンクの接触

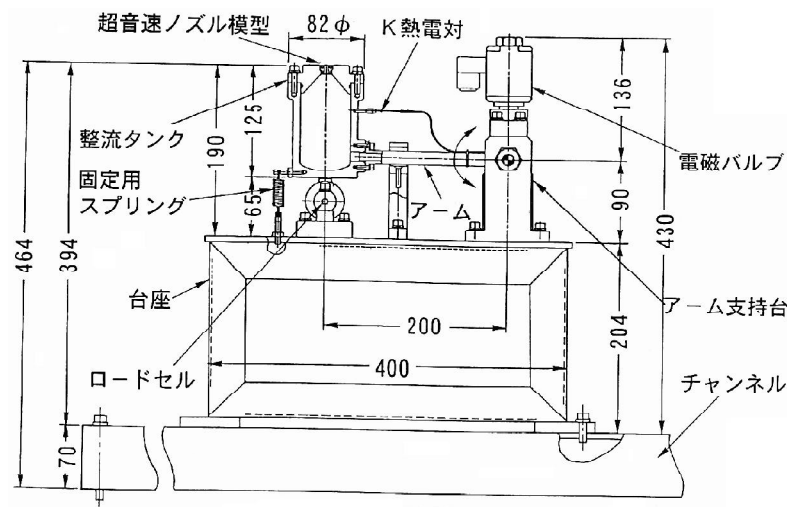


図 12(a) 超音速ノズル推力測定装置（単位：mm）

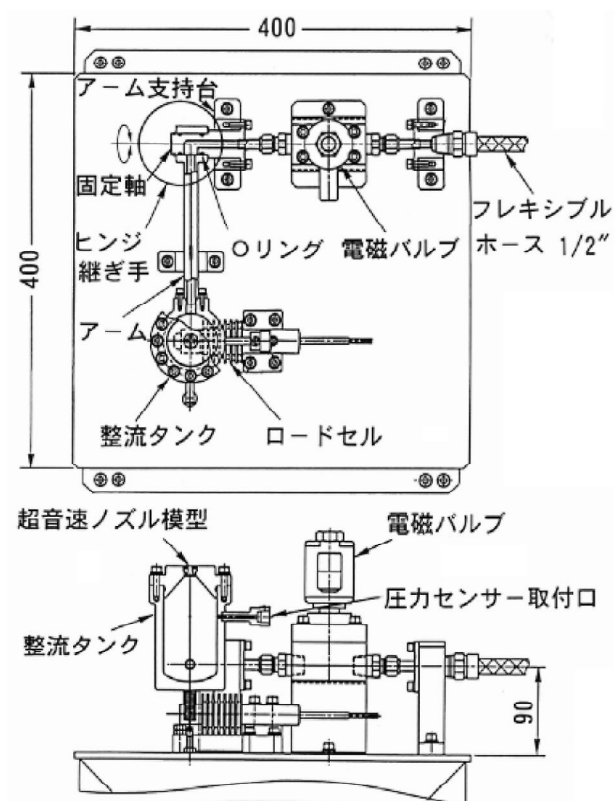


図 12(b) 超音速ノズル推力測定装置 (単位: mm)

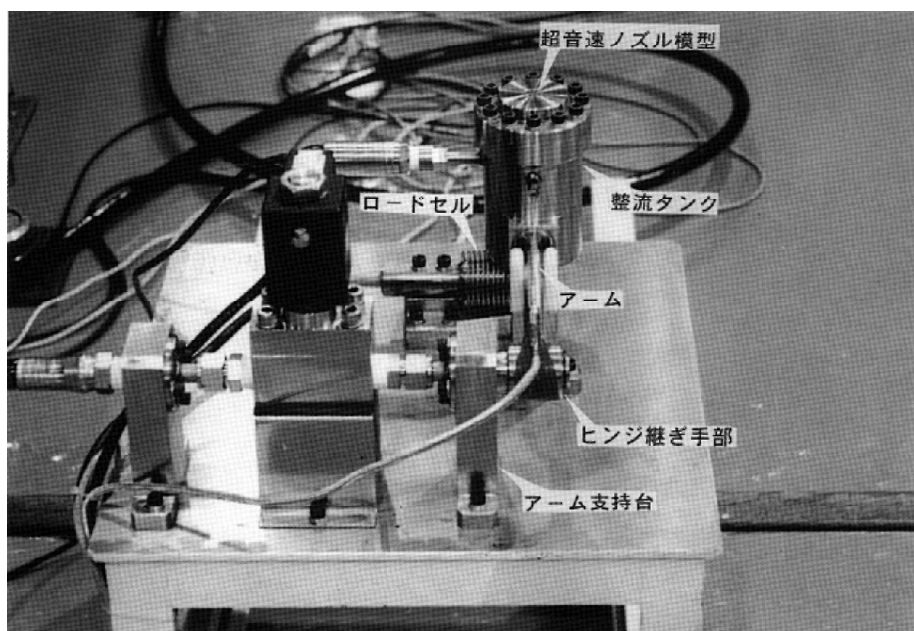


図 12(c) 超音速ノズル推力測定装置

を安定なものにするため、整流タンクをスプリングで台座に固定した。しかしこの固定用スプリングを使用すると推力測定時に干渉が出るので、推力測定時にはこれを取り外した。

本装置の配管干渉対策としては、以下 (1) の (2) とを採用した。

(1) 整流タンクアームとアーム支持台とを O リングで

シールしヒンジ継ぎ手を構成する。アームはアーム支持台の固定軸まわりに自由に回転させることができる。その内部にガスを通すことによって整流タンクへのガスの供給を行っている。従って高圧ガスを配管に加圧することによる垂直方向の力とモーメントは、ヒンジ継ぎ手で避けられる。

(2) 整流タンクからロードセルへの力は点接触で鉛直

方向にだけ伝達される。従ってロードセルへは整流タンクの自重とガスジェットによる空気力の鉛直方向以外の力は伝わりにくい。高圧配管の加圧による水平方向の力によってアームが伸びたとしても、ロードセルの当金上を整流タンクが横滑りすることによってロードセルには力は加わらない。

3.2 超音速ノズル模型の推力測定

(1) 超音速ノズル模型

超音速ノズル模型は文献 7) と 8) を参考にして製作した。図 7 に示すように $M_j = 2.5, 3.0, 3.5$ 及び 4.0 の 4 種類のコニカルタイプの超音速ノズル模型について推力を測定した。これらの超音速ノズル模型のうち $M_j = 2.5$ と 4.0 は 1996 年に超音速風洞で行った RCS ガスジェット干渉力試験で使用したものである。これらのノズル出口径は 5 mm に統一されている。なおこの出口径は先に提案された 1200N ヨースラスタのノズル出口縮径径 2.5% (06HOPE 模型の縮尺比と同一) に一致する。

(2) ロードセル

ロードセルの主な性能は以下に示す。

- ・ 型式：LUB-20KB (共和電業製)
- ・ 非直線性：0.05%RO
- ・ 容量：196.1N (20kgf)
- ・ ヒステリシス：0.05%RO
- ・ 定格出力：2mV / V ± 0.3% (4000×10^{-6} ひずみ)
- ・ 許容印加電圧：20V

ロードセルの使用においては、ロードセルの印加電圧を 12V (ロードセルの奨励印加電圧) とし、またその出力電圧の増幅度を約 850 倍とした。なおロードセルの出力電圧の増幅にはストレインアンプ (DSA-110; 日章電

気製) を用いた。

(3) 実験装置

図 13 に、超音速ノズル模型の推力測定実験装置の概略図を示す。超音速ノズル模型の推力測定実験において、高マッハ数でかつ質量流量の大きい超音速ノズル模型の性能を得るには、超音速ノズル模型の淀み圧力 P_{0j} と出口静圧 P_j 圧力比を大きく取れる容量の大きい真空槽を使用するのが適切である。本実験は、この条件を十分に備える航空宇宙技術研究所の大型極超音速風洞測定室⁹⁾ を利用して行った。測定室の大きさは幅 8.2m × 奥行き 4.3m × 高さ 8.6m (概略値) である。これに容積 2,300m³ の球形真空槽が接続されている (測定室及び配管容積を加えた全容積は約 2,670m³)。超音速ノズル推力測定装置へのガスの供給は先に述べたガスジェット供給装置を使用して行った。使用したガスの種類は、市販の高圧ガスボンベに充填されている窒素ガスである。またデータの取得にはガスジェット供給装置の計測・制御装置を用いた。極超音速風洞の真空槽の容積が大きいために、ガスジェットを最大に噴射した場合でも真空槽の圧力上昇は小さく 0.18kPa 以下であった。

3.3 超音速ノズル模型の推力測定結果

図 14(a) に $M_j = 2.5, 3.0, 3.5$ 及び 4.0 の超音速ノズル模型の推力 (T) 測定結果について示す。推力の測定は、超音速ノズル模型の淀み圧力 (P_{0j}) を約 0.2MPa 間隔で 6 MPa 近くまで上昇させて行った。これらの推力の測定値は各超音速ノズル模型とも理論値にほぼ一致している。従ってこの結果は、ヒンジ継ぎ手とロードセルを組み合わせた装置では、配管干渉の影響が殆ど現れていないことを示している。推力の理論値は以下の式⁸⁾ の

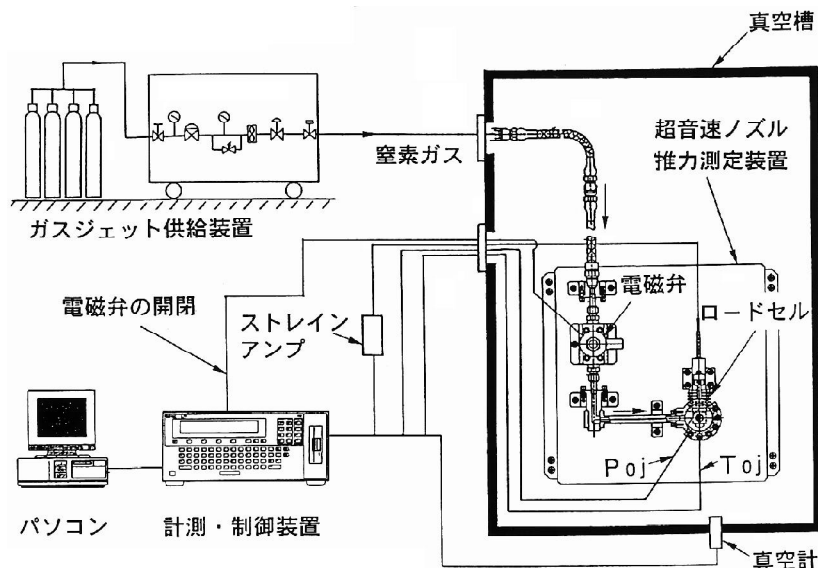


図 13 超音速ノズル模型の推力測定概略図

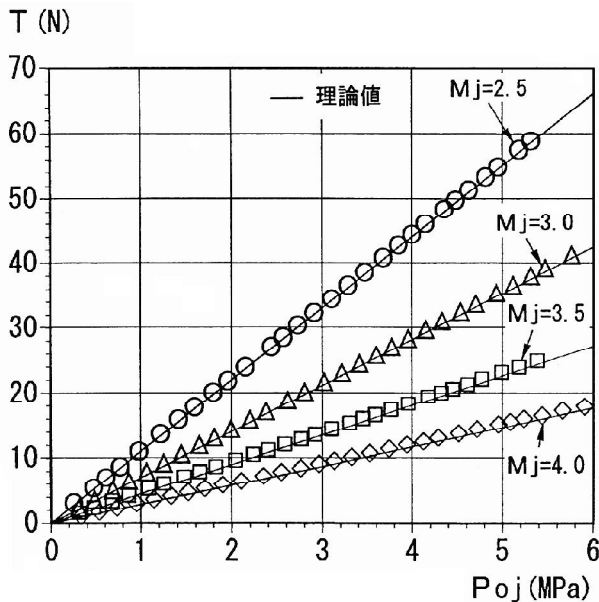


図14(a) 超音速ノズル模型の圧力 (P_{0j}) と推力 (T)
(超音速ノズル模型 $M_j = 2.5, 3.0, 3.5, 4.0$)

ように示される。

$$T = \dot{m}_j \cdot u_j + (P_j - P) A_j \\ = (2 \cdot q_j + P_j - P) A_j \quad (1)$$

式(1)の $\dot{m}_j \cdot u_j$ は、ノズル出口からガスジェットを噴射した場合の運動量である。ノズル出口の動圧 q_j を用いて表すと $\dot{m}_j \cdot u_j = 2 \cdot q_j \cdot A_j$ となる。本超音速ノズル模型はコニカルタイプなので、 $2 \cdot q_j \cdot A_j$ に補正係数 $((1 + \cos \theta) / 2)$ を掛けてノズルの軸方向成分への変換を行っている。 P_j 及び A_j はノズル出口の静圧及び面積である。また P はノズル出口近傍の圧力、 θ はノズルの開き角である。推力の測定においては、ガスジェットを最大に噴射した場合でも真空槽内の圧力の上昇は $P = 0.18 \text{ kPa}$ 以下と小さく、推力への影響を殆ど及ぼさない。従って、ここではノズル出口近傍の圧力 (P) を $P = 0$ として、以下に示す式(2)から推力の理論値を求めた。

$$T = ((1 + \cos \theta) q_j + P_j) A_j \quad (2)$$

図14(b)は、各超音速ノズル模型のマッハ数 M_j とガスジェット推力 T の勾配 $a_T (= T / P_{0j})$ の関係を示す。勾配は図11に示した各超音速ノズル模型の実験データを、原点を通る最小2乗法の1次式で近似を行い求めた。この図には $\theta = 18^\circ$ の理論値の曲線を示している。 $\theta = 12^\circ$ の理論値の曲線は $\theta = 18^\circ$ の曲線と殆ど一致しているので省略した。実験値は理論値と良く一致している。理論値は a_T 以下のように導いた。

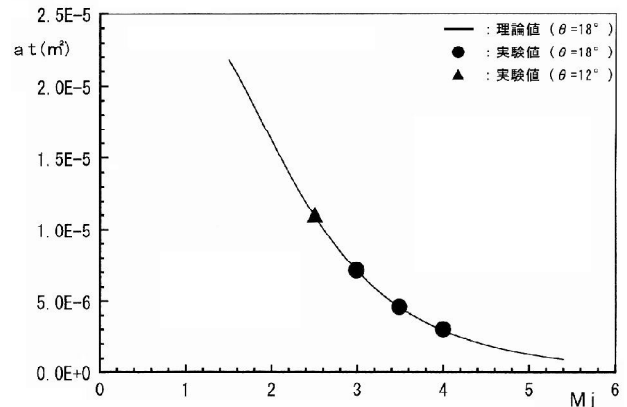


図14(b) 比例定数 $a_T (= T / P_{0j})$ と超音速ノズル模型のマッハ数 M_j の関係

超音速ノズル模型の淀み圧 P_{0j} と静圧 P_j または動圧 q_j には、下記に示すような関係式¹⁰⁾がある。

$$P_j / P_{0j} = (1 + (1/2)(\gamma_j - 1) \cdot M_j^2)^{-\gamma_j / (\gamma_j - 1)} \quad (3)$$

$$q_j / P_{0j} = (1/2) \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 \cdot (1 + (1/2)(\gamma_j - 1) \cdot M_j^2)^{-\gamma_j / (\gamma_j - 1)} \quad (4)$$

上記の γ_j はガスの比熱比である。式(3)及び(4)から、推力 T の理論式(2)は以下の式(5)のようになる。

$$T = ((1/2)(1 + \cos \theta) \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 + 1) \cdot (1 + (1/2)(\gamma_j - 1) \cdot M_j^2)^{-\gamma_j / (\gamma_j - 1)} \cdot A_j \quad (5)$$

式(5)において P_{0j} を除く定数を下記の式(6)で定義し、これを用いて式(5)を表すと式(7)を得る。

$$a_T = ((1/2)(1 + \cos \theta) \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 + 1) \cdot (1 + (1/2)(\gamma_j - 1) \cdot M_j^2)^{-\gamma_j / (\gamma_j - 1)} \cdot A_j \quad (6)$$

$$T = a_T (\gamma_j, M_j, \theta, A_j) P_{0j} \quad (7)$$

以上のように式(6)に示す理論値の比例定数 a_T は、ノズルの開き角 θ 、マッハ数 M_j 、出口面積 A_j 及びガスの比熱比 γ_j から求まる。

4. まとめ

- (1) 超音速風洞において、HOPE模型のRCSガスジェット干渉試験を行うためにガスジェット供給装置を製作した。その結果、超音速ノズル模型のマッハ数 $M_j = 2.5$ (ノズルスロート径 3.083mm) と $M_j = 4.0$ (ノズルスロート径 1.527mm) の淀み圧 (P_{0j}) をほぼ一定に保持して、窒素ガスを通風中に約20秒間噴射させることができた。
- (2) 超音速ノズル推力測定装置を使用して、超音速ノズル模型の推力を真空中で測定した。超音速ノズル模型

$M_j = 2.5, 3.0, 3.5$ 及び 4.0 の 4 種類について推力を測定した結果、それらの測定値は理論値とほぼ一致した。

5. 謝 辞

本超音速ノズル推力測定装置の設計・製作にあたっては、特に空気力学部の永井伸治研究員、株式会社日産エアロスペースエンジニアリングの二宮一芳氏の両名に多大な御協力を頂いた。ここに深甚なる感謝の意を表する。

参考文献

- 1) NAL / NASDA HOPE 研究共同チーム；宇宙往還機の基本構想，航空宇宙技術研究所 / 宇宙開発事業団，1994 年 2 月．
- 2) 尾藤日出夫，桜井浩己，葛原正；Reaction Control System の空力干渉試験について，第 30 回飛行機シンポジウム，1992 年．
- 3) 尾藤日出夫，桜井浩己，柴山謙二，葛原正；HOPE の RCS 空力干渉風試，第 30 回飛行機シンポジウム，1992 年．
- 4) 永井伸治，穂積弘一，吉沢昭，原亘利，藤井啓介，尾藤日出夫，葛原正；ティップフィン形態のガスジェット干渉試験，第 25 回流体力学講演会，1993 年．
- 5) 山崎喬，曾我國男，若井洋，石川忠，田中康平；衝撃風洞による RCS ガスジェット干渉試験，航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1219，1993 年 12 月．
- 6) NAL / NASDA HOPE 研究共同チーム（往還技術試験機第 7 回全体調整会議部会）；推進系説明資料（MHI），1994 年 7 月．
- 7) 日本航空宇宙学会編；航空宇宙工学便覧，丸善，1974 年，623-636 頁．
- 8) 佐貫亦男；ロケット工学，コロナ社，1970 年，32-88 頁．
- 9) 空気力学部；大型極超音速風洞の計画と構造，航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1261，1995 年 1 月．
- 10) リーマン・ロシュコ；気体力学，吉岡書店，1960 年，54-63 頁