

大型極超音速風洞における RCS 干渉試験環境の構築

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

Apparatus Construction for RCS Interference Testing in the Large Hypersonic Wind Tunnel

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

Abstract

Two apparatus were designed and constructed for experimental investigation of RCS (Reaction Control System) jet interference in the NAL large hypersonic wind tunnel. The first one is a gas supply capable to mix four kinds of gas and to alter total temperature. The gas supply apparatus can be realized to give four steps of stable pressure with changing the angle of attack of the model in 60 seconds. The second one is a nozzle thrust test stand with a load-cell. The measured thrusts were proportional to the jet total pressures owing to the interference free piping design assured its performance. The accuracy of the most important jet parameter, pressure ratio, was successfully increased.

Key Words: RCS, Gas supply, Nozzle, Calibration

概 要

RCS (Reaction Control System) ジェット干渉現象の実験的研究のために、大型極超音速風洞における試験環境の整備を行った。4種のガスを混合し、様々な圧力と温度で供給するジェットガス混合供給装置の設計製作を行った。60秒の通風時間内で、模型の迎角変化に追従した最大4段階の圧力階段を持つ、安定したガス供給能力が得られた。また模型用ノズルの検定を行うため、ロードセルによる推力測定装置を設計製作した。ジェット総圧と推力が比例することから、配管干渉を抑えた設計による装置性能を確認した。理論値と測定値の比較からノズルの圧力損失を見積り、最も重要なパラメータである圧力比の精密化を図った。

1. まえがき

宇宙往還機が極超音速で大気圏に再突入する際、特に密度の低い大気圏上層では、舵の効きが悪くなる。これを補うため尾部等からガスジェットを噴射し、その反動で機体の姿勢制御を行う(RCS: Reaction Control System)。圧力の低い大気圏上層ではジェットブームは大きく広がり、主翼後縁やティップフィン等に直接衝突したり、胴体表面や翼面上の流れを剥離させたりする。これらにより機体にはジェットの推力や推力によるモーメントだけではなく、ジェット干渉による干渉力や干渉モーメントが働く。

空力加熱等により、極超音速領域で厳しく制限されている機体姿勢、すなわち大迎角で横滑りがない等の姿勢を正確に保つためには、RCS ジェットの干渉力や干渉モーメントを正確に把握することが非常に重要である。特に高迎角を取った機体上面の剥離流れ中に、さらにジェットを吹き込むような流れ場を CFD で解くのは非常に困難であり、風洞試験による予測が重要となる。

風洞試験は縮尺模型の使用や、気流に関する全ての条件を実飛行と合わせることが出来ないため、マッハ数やレイノルズ数と言った模擬パラメータを一致させることにより試験を行う。さらに RCS ジェット干渉試験を行う場合、通常の空力試験用の風洞では安全性の問題から、実機で使用する燃焼ガスを用いることは出来ない。このためガス比熱比などの基本的な物理量は実機と必然的に異なる。このような大きな制約の下で干渉現象を模擬するため、通常の風洞試験模擬パラメータに加えて、ジェット条件と一様流条件を関連付ける模擬パラメータの研究がなされている^{1), 2)}。

この模擬パラメータの探索を効率よく行うためには、ジェットの比熱比、圧力、温度、ガス分子量等の、ジェットの基本物理量を自由に变化させて供給できる供給装置が必要である。また高い露み点温度を持つ極超音速風洞の自由噴流形式測定部において、模型支持装置の動きが大きい高迎角試験を行うため、ガス供給配管の取り回しや熱保護、また短い通風時間を有効に活用する装置構成等、特別な配慮が必要となる。

これらの条件を満たすジェットガス混合供

給装置を設計製作した。1 分間の通風模擬試験を行い、模型の迎角変化に追従したステップ状の圧力階段にて、応答の良い安定したガス供給が得られた。

通常姿勢制御ジェットは超音速ジェットであるため、ジェットの物理量はノズル形状に大きく依存する。模型用ノズルは非常に小型であるため、ノズル固有の総圧損失が存在する。パラメータの精密化を図るためには模型用ノズルの検定が必要である。ここではノズルの総圧損失を求めるのに推力を測定した³⁾。ノズル推力の理論値と測定値を比較することにより総圧損失を求めることが出来る。

ロードセルを用いた推力測定装置を設計製作した。配管干渉を生じる様な高いジェット総圧に対して推力が小さいため、配管干渉が大きな場合、精度の高い推力値が得られない。ジェット総圧と推力の比例性から、配管干渉を抑えた設計による装置性能を吟味した。スロート径の異なる 9 種類のノズルと 3 種類のガスを用いて推力を測定し、ノズル固有の総圧損失率を求め、スロート径による傾向が存在するか等の検討を行った。

2. RCS 試験における模擬パラメータ

ジェット流条件と一様流条件を関連づけるパラメータの相関を図 1 に示す。この図で右側に行くに従い、より多くの物理量を含むパラメータが示されている。これらのパラメータは過去の実験や文献等^{4), 5), 6)}により有効性が示されてきたものである。パラメータが有効であれば、これらを一致させることにより図中左端にある個々の物理量の違いが許される事になる。

実機で使用する燃焼ガスを、風洞試験で使うことは不可能であるので、図中左端の物理量は必然的に異なる。有効なパラメータの発見は風洞実験の有効性を左右するほど重要である。パラメータの有効性を吟味するためにはパラメータを変化させなければならないが、パラメータと物理量は複雑な関係をもっている。あるパラメータを変化させるために物理量を変えた場合、他のパラメータを一定に保つために他の物理量の操作がさらに必要となる。

例えば図 1 の質量流量比を変化させるために、ノズルを変更してジェットマッハ数を変更した場合を考える。圧力比を一定に保つために

ジェット静圧すなわちジェット総圧を変化させる。膨張角を一定に保つためにノズル開き角、またはジェット比熱比を変化させる。ジェット比熱比の変化すなわちガス種類を変更した場合は、ジェットマッハ数とジェット静圧も変化する。圧力比と運動量比に反映させる。ガス種類の変更によるジェット分子量の変化を質量流量比の変化に反映させる。以上の操作が必要となる。

各パラメータは質量流量や運動量比、ジェットの膨張角等の物理的な意味を持つ。逆に個々の物理量の違いが、各パラメータと干渉力に及ぼす影響を吟味することにより、干渉現象の理解をより深めることが出来る。例えばヘリウムガス（分子量4）とアルゴンガス（分子量40）は比熱比が同じなため、混合することによりジェット分子量を大きく変えることが出来る。運動量比に関連するパラメータを全て一定に保ったままで、質量流量比と共に変化させることが出来る。

以上のような考察を行うためには、図中左端の物理量が自由に換えられるガス供給装置が必要となる。

またノズルの形状によって操作できる物理量も多い。パラメータを変化させるために様々なノズルを用いる場合、図1に示されているような物理量を各ノズルで精度良く再現するために、ノズルの検定が必要となる。模型用のジェットノズルは非常に小型であるため、工作精度上ノズル内部には、模型用ノズル同士での角の曲率の違い等が存在する。出口径、スロート径及び開き角は詳細に寸法検査が行えるが、これだけでは抑えられない各模型用ノズル固有の総圧損失が存在する。

ノズル推力とジェット総圧との比は、理論上ノズルとガス種類によって一意的に定まる⁷⁾。測定値と理論値を比較することによって、ノズル固有の総圧損失を求めることが出来る。総圧損失は最も重要なパラメータのひとつであるジェット静圧に直接影響を及ぼす。多数のノズルを用いて、ジェット静圧を精密に再現しようとする場合、風洞試験で用いる全てのノズルの推力を、精密に測定出来る装置が必要となる。

3. ジェットガス混合供給装置

3. 1 使用風洞の特徴

有効な模擬パラメータは模型形状によって定まるノズル近傍の流れや、ジェットと翼との位置関係等に大きく左右される。従って開発試験後期の実機になるべく近い形状で、短時間で効率的にその形状における有効なパラメータを見いださなければならない。大型極超音速風洞⁸⁾は30秒ないし1分間の通風が、1日に限られた回数しか行えない。短い通風時間内で、効率よく試験を行うためには1回の通風でパラメータを変化させることが望まれる。ここでは圧力を変化させることを考える。

1分間の通風を行う場合、気流が安定するまで10秒程度待機し模型投入、ジェット無しデータ取得に続いてジェットを噴射し、最後にジェットを止めて、通風停止直前に再びジェット無しデータを取得する。横方向の干渉力が小さい場合、左右対称模型の場合ゼロである横方向の力をジェットを吹く直前直後に測ることは、干渉力の精度を上げる上で非常に有効である。さらに1回の通風で試験できる圧力ステップを多くするためにも、迅速に圧力が立ち上がり、立ち下がることを望まれる。

この圧力応答性には配管長さが大きな影響を及ぼす。地下と地上にまたがる大型の模型支持装置は、気流安定後の模型投入と高迎角変化を複雑な動作で行う。したがって配管は長大なものにならざるを得ないが、この配管長による圧力の応答遅れを、出来るだけ少なくする配慮が必要である。

大型極超音速風洞の気流総温度は1070K前後である。自由噴流形式の測定室であるため、模型のブロッケージによってジェットキャッチャーから測定室内に高温空気があふれる場合がある。測定室内にあふれた高温空気は、測定室を気流静圧以上の平衡圧力に保ちつつ、自由噴流に誘導されてジェットキャッチャーに吸い込まれる。このため自由噴流領域だけではなく、その外側部分についても、余裕を持って高い風洞気流総温度に対する熱対策を施す必要がある。

3. 2 装置の構成

以上の考察を踏まえて、ジェットガス混合供給装置を設計した。構成図を図2に示す。

比熱比や分子量を変化させるためには種類の異なるガスを使うことが有効である。比熱比と分子量の変化量が大きいことと安全性を考え、

窒素または空気、アルゴン、ヘリウム及び二酸化炭素を使うものとする。風洞内配管を扱いやすくするため、また各構成部品には既製品を用いたため、ジェット総圧としては最大 2MPa、流量としては最大 0.05kg/s 程度を目標とした。常温空気を最大総圧で噴射する場合、出口直径 6mm、マッハ 2.5 のジェットノズルのスロート直径は 3.6mm となり、上述の目標最大流量となる。RCS ジェットは通常超音速ジェットであるため、常用圧力 2.6MPa ラインの配管内径を 8mm 以上とした。

それぞれのガスを入手容易な 15MPa ポンベにて供給する。各種ガス単体だけでなく、それらの混合ガスを使うことが出来るよう、中間に最高 5MPa までの容量 68l の混合タンクを設けた。目標最大流量を 30 秒間流した場合、タンク圧力が 1/2 になる容量であるが、最初のタンク圧が最高の場合、最大供給圧以上のタンク圧が残る。ジェットガスに大気が混ざらないようにするため、タンクを 3.3kPa まで減圧できる真空ポンプを設けた。減圧した後、各種ガスが減圧弁を介して混合タンクに送り込まれる。混合タンク圧力にて、各種ガスの供給弁の開閉を制御する。ガスの混合比は分圧比によって管理される。

図 3 に混合タンク及びガス攪拌混合器の概略を示す。混合タンク出入口には、混合タンク内に挿入された形でガス攪拌混合器がついている。ポンベより混合タンクに流入するガスは、攪拌混合器に開けられた 57 個の小穴より吹き出す。これによりタンク内のガスを攪拌し、混合を促進しながらタンクに充填される。

生成した混合ガスは、図 2 に示される並列に設置された 4 つの手動減圧弁と、電磁弁からなる調圧ユニットにより調圧されて測定室内に供給される。電磁弁をタイマーによって制御することにより、4 つの減圧弁を切り替えて圧力応答性の良い 4 段階の圧力階段を作ることが出来る。測定室内部に蓄熱体ガス加熱器を設置した。電気ヒーターにより蓄熱体を最高 573K までの任意の温度に加熱し、これにより昇温したガスを供給する。配管内での温度低下を防ぐため、これより下流の配管は全て電気ヒータにより予熱を行い、外側に断熱保護材を施工する。

図 4 に測定室内配管配置図を示す。混合ガス配管を太線にて示した。測定室上流側、ノズ

ル脇の汎用貫通フランジ内外にコネクタを設け、簡単に接続かつ取り外しが出来る。最短経路とするため、配線及び配管は床置きであるが、作業員が通行するところには注意色に塗装したコの字型の保護材を設けた。模型支持装置後部で、模型支持装置可動部への配管の差し渡しを行うため、逆 U 字型の混合ガス加熱器を測定室下流側に設け、予熱配管全長を短くした。

模型支持装置の上昇下降、セクターの迎角変化に対応するため、余長を持つぶら下がりフレキシブル配管により、模型支持装置の動きを吸収する。模型との取り合いは、風洞窓中心から下流側 300mm の位置のスティング上の継ぎ手（登録商標スウェジロック）によって行う。加熱器及び配管体積は大きいので、測定室外部からのガスの供給が止まっても、かなりの時間ガスが供給され続けると考えられる。余分なガスを供給しないようスティングポット上に自動弁を設け、外部からの供給が止まると同時にガスの流れを遮断する。この自動弁を操作するための計装用空気配管を混合ガス配管と並行させて設けた。

配管外側の断熱材やそれらに沿う電線類は、主にアルミ箔テープ材と保護金網を施工することによって、気流に対する熱保護を行った。配管予熱と測定室減圧時の対流消失によって、保護された内部で熱がこもり、電線類のビニール被覆が溶けたことがあった。よって保護される部分は余裕を持ってシース被覆電線を用いた。スティングポット上の自動弁周囲は、外側に金属ボックスを設けて保護した。

3. 3 供給機能確認試験結果

図 5 に示すような RCS ボッドを模擬したガスジェット吹き出し模型を製作した。配管寸法差を吸収するペローズ配管を経て模型上部に送り込まれたガスは、スティングが通る $\phi 33$ 孔の左右に設けられたジェットよどみ室に振り分けられる。ガス振り分け通路の途中には圧力孔と熱電対が設けられており、ジェット総圧とジェット総温度を測定することが出来る。供給配管から模型、すなわち風洞の上流側を見て右側の M9 雌ネジ孔により機体軸と直角に、左側のネジ孔により模型後方 30 度にオフセットした向きに、図 9 に示されるようなノズルを取り付けることが出来る。

片方に未貫通ノズル、他方に図9に示すノズル1を取り付けたこの模型配管入口を、図4に示したスティング上の配管継ぎ手に接続した。模型支持装置の迎角変化と時間を合わせて調圧したガスを供給し、供給装置の圧力機能確認試験を行った。図6に60秒間の模型支持装置の迎角変化とジェット総圧の測定結果を示す。4段階の階段状に変化させた模型迎角に合わせて、通風時間中始めと終わりにジェット無しデータを取るための圧力0MPaの供給も含む4段階の安定した圧力階段が得られている。

圧力の立ち上がり、及び立ち下がり時間は模型支持装置の動きに充分追従している。ここで示した1.6MPa以上の圧力でも供給可能であるが、混合タンク圧力の減少に伴い、供給圧力が低下する現象が見られた。タンク容量、すなわち減圧弁の元圧は十分であるが、ガス供給中に手動減圧弁開度を設定し直すことが出来ないため、供給圧力が低下するものと考えられる。最大1.6MPa程度までは安定した圧力でガスを供給できる。

実際の実験では、ジェット吹き出し口近傍での、時々刻々のジェット総圧の測定は不可欠である。したがって多少の圧力降下を生じて、本装置で実験の目的は充分達成できると考えられる。

4. 推力測定装置

4. 1装置の構成

典型的なRCS干渉試験の例として06HOPE 3%模型でRCS干渉試験を行う場合、ノズル出口直径は6mm程度となる。ジェットガス混合供給装置が供給できるジェット総圧は、最大2MPa程度と大きい、ノズル径が小さいために予想される推力は最大20N程度と小さい。大きなジェット総圧を供給する配管の干渉を出来るだけ小さくする事が求められる。

図7に今回製作した推力測定装置の概略を示す。一方向ロードセル(共和電業製LUB-10KB、98Nフルスケール)の鉛直荷重軸上にジェットのよどみ室ブロックとノズルが取り付けられている。鉛直軸上でジェットを噴射し、推力を測定する。ロードセルの荷重点には天秤校正に用いる分銅皿をつり下げ、校正を行うことが出来る。よどみ室ブロックへは対向する水平2方向の配管からガスが供給され、ガス運動

量による力を打ち消し合う。この2方向からのガスの流れが衝突する場所付近、ノズル直下にシース熱電対と圧力孔を設け、ジェット総圧とジェット総温度を測定する。

水平2方向の配管へはそれぞれ上下に対向する鉛直2方向の配管からガスが供給される。この鉛直上下配管は金属ベローズであり、ロードセルの鉛直上下方向の動きに追従する水平配管の上下方向の自由度を確保している。ベローズの伸び及びガス運動量による力は、上下に対向させることによって打ち消し合う。左右と上下、計4分配された配管は再び一つにまとめられ、電磁弁を経てジェットガス供給装置に接続される。

4. 2ロードセルの校正

今回試験に用いる予定のノズルが出す推力を見積もり、大気圧下で20N程度まで分銅をかけてロードセルの校正を行った。未貫通ノズルを取り付け、0~1.6MPa程度まで4段階の配管内外差圧Pdをかけて校正を行った。図8に結果を示す。直線性は良好であったが、配管圧力に応じて傾きが微少に、またオフセット量に変化することがわかった。この配管干渉は、配管内外の差圧によって生じるものと考えられる。これより推力測定時の4段階のジェット総圧を、校正を行った時に配管が受けている配管内外差圧を再現するように設定した。推力を求めるには、それぞれの差圧下での校正直線を用いて求める。また測定の前後に未貫通ノズルを取り付け、差圧をかけて配管干渉のみを測定し、再現性が得られていることを常に確認しつつ推力の測定を進めた。

4. 3ノズル推力の測定

ノズル内側の流れがノズル出口まで剥離しないようにするため、大型極超音速風洞測定室にて1hPa程度に減圧して試験を行った。様々な流量を持つノズルに対して、校正時の配管内外差圧を低圧下で正確に再現するために、ジェット総圧の設定には細心の注意を払った。推力を測定するノズルは、出口直径6mmのコニカルノズル⁹⁾である。これらのノズルは06HOPE 3%模型にて実機出口直径200mmの1200Nヨースラスターを模倣するために製作されたものである。図9にノズルの概略図、

表1に試験ケースを示す。ノズルとガスの組み合わせは、06HOPE の模擬パラメータ探索に最低限必要であると考えられる組み合わせである。各ノズルの詳細実測寸法を3次元測定器または投影器にて測定し、その結果を合わせて示した。

4. 4 推力測定結果

試験ケース1～5の空気を用いた結果を図10、ケース6～10のアルゴンを用いた結果を図11、ケース11～15のヘリウムを用いた結果を図12に、縦軸に推力、横軸にジェット総圧を取ってそれぞれ示す。凡例にノズルNO.、試験ガスでのノズルマッハ数 M_j 及びノズル開き角 ψ を示す。理論⁷⁾ではジェット総圧 P_{0j} と推力 F は比例するが、この試験結果でも圧力に対する直線性及び再現性が非常によいことがわかる。配管干渉を抑えた設計により、必要な性能が得られていることが確認された。

直線の傾きは、ノズル開き角 ψ 、出口マッハ数 M_j 、比熱比 γ_j 、出口面積 A_j から下式(1)により、ノズルとガス種類を決定すると一意的に定まる^{3), 7)}。

$$F/P_{0j} = (0.5 \cdot (1 + \cos \psi) \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 + 1) \cdot (1 + 0.5 \cdot (\gamma_j - 1) \cdot M_j^2)^{\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1}} \cdot A_j \quad (1)$$

実験で得られた各総圧での推力値より、最小二乗法により傾きを計算する。実測寸法より算出した理論値との比を取ると、ノズル内面境界層による損失も含む、ノズル固有の総圧損失率が求められる。

図13に、実測寸法より求めた出口マッハ数 M_j を横軸に取った総圧損失を示す。結果は95%から100%の間に散在している。マッハ数が大きくなるとスロートが小さくなるので、工作精度上の困難度が増す。しかしマッハ数に対する依存性は、ヘリウムを用いたケース以外は認められなかった。以上の結果を表2にまとめた。寸法検査だけでは押さえられない、ノズル固有の圧力損失が最大で5%程度あることがわかった。RCS 試験の最も重要なパラメータである、ジェット圧力の誤差を最大5%補正することが出来る。

5. まとめ

航研大型極超音速風洞における RCS 干渉試験環境の整備のため、ジェットガス混合供給

装置とノズル推力測定装置を設計製作した。

窒素、アルゴン、ヘリウム、二酸化炭素の混合ガスを、蓄熱体加熱器によって加温して供給できる混合供給装置においては、1分間の通風時間中の4段階の模型迎角変化に合わせて、最大圧力 1.6MPa までの4段階の圧力階段を作って安定してガスを供給し、通風開始直後と終了直前にジェット無しデータを取得する時間を得ることを可能にした。本装置に関し混合機能と昇温機能の確認を今後の課題としたい。

推力測定装置においては、模型用ノズルの検定を行い、推力の測定値とジェット総圧が比例することから、配管干渉を抑えた設計による装置性能を確認した。

今回の推力測定結果からは、寸法検査では押さえられないノズル固有の圧力損失が、最大5%程度あることがわかった。RCS 試験の最も重要なパラメータであるジェット圧力において、今後さらなる精密化、多数のノズルを用いた場合の再現性の向上が期待できる。

6. 参考文献

- 1) Keisuke ASAI, Takeo AOKI; Experiments to evaluate hot-jet simulation capabilities in Cryogenic Wind-Tunnel testing, AIAA paper 92-0567, January 1992
- 2) Shinji NAGAI, Koichi HOZUMI, Akira YOSHIZAWA, Nobutoshi HARA, Keisuke FUJII, Hideo BITO, Tadashi KATSURAHARA; Hypersonic Wind Tunnel Tests of RCS Jet Interference, Proceedings of The 19th International Symposium on Space Technology and Science, May 1994
- 3) 渡辺光則, 浜本 滋, 原 亘利, 橋 篤志, 野田順一, 平林則明, 吉永 崇; 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, 航空宇宙技術研究所資料 TM-710, 1997年5月
- 4) J. S. Stone and J. J. Baumbach; Space Shuttle Orbiter Reaction Control Subsystem Flight Data Anomalies, NASA CP-2283, March 1983
- 5) Convair Division, General

- Dynamics; Space Shuttle Orbiter Reaction Control System Jet Interaction Study Final Report. NASA-CR-144519, November 1975
- 6) W. I. Scallion, H. R. Compton, W. T. Suit, R. W. Powell, T. A. Blackstock and B. L. Bates; Space Shuttle Third Flight(STS-3) Entry RCS Analysis. AIAA-83-0116, January 1983
- 7) 佐貫亦男; ロケット工学, コロナ社, 1970年, pp32-88
- 8) 空気力学部; 大型極超音速風洞の計画と構造—極超音速風洞システムの概要—, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1261, 1995年2月
- 9) 日本航空宇宙学会編; 航空宇宙工学便覧, 丸善, 1974年, pp.623-636

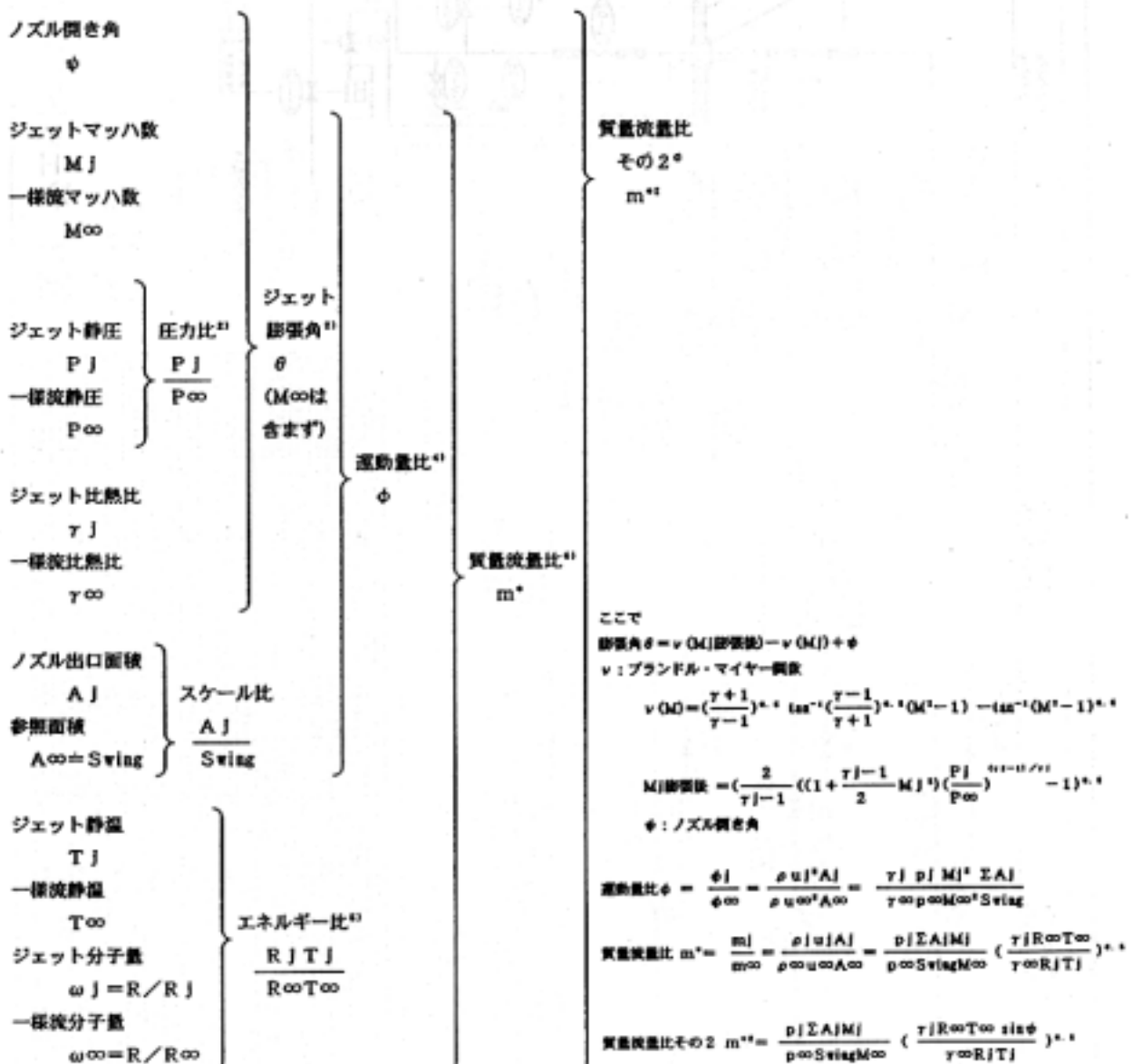
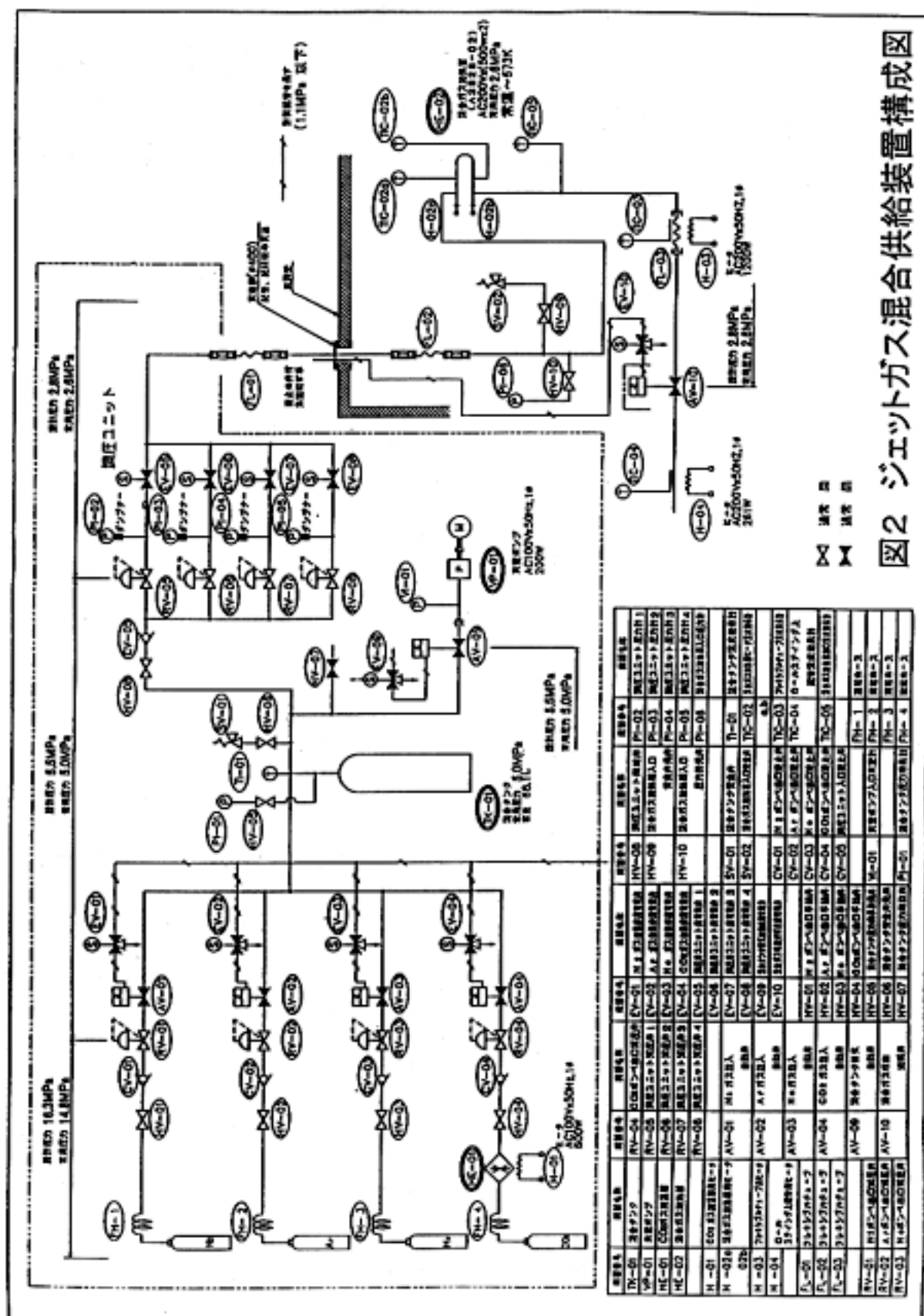
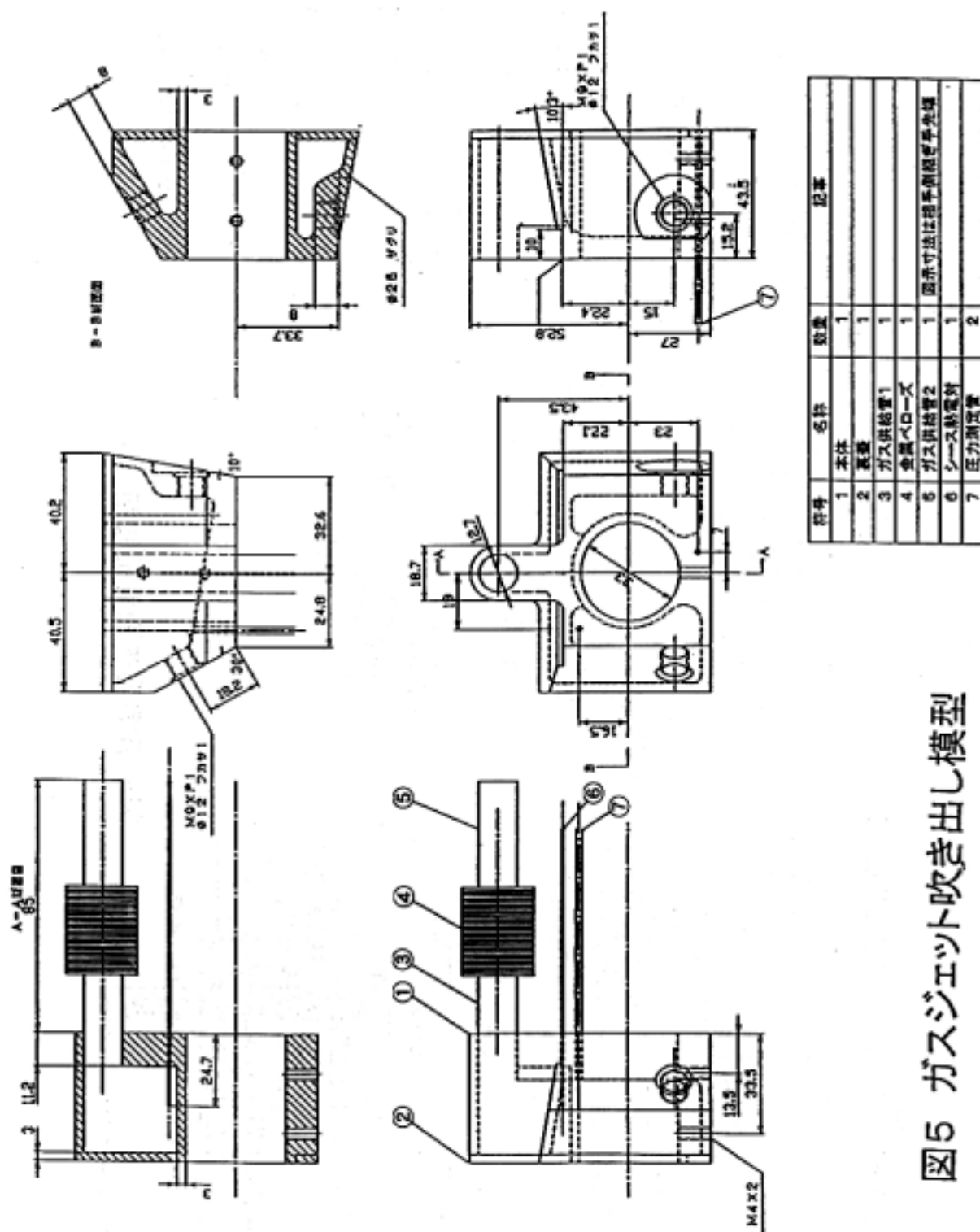


図1 ジェット干渉模擬パラメータ相関図





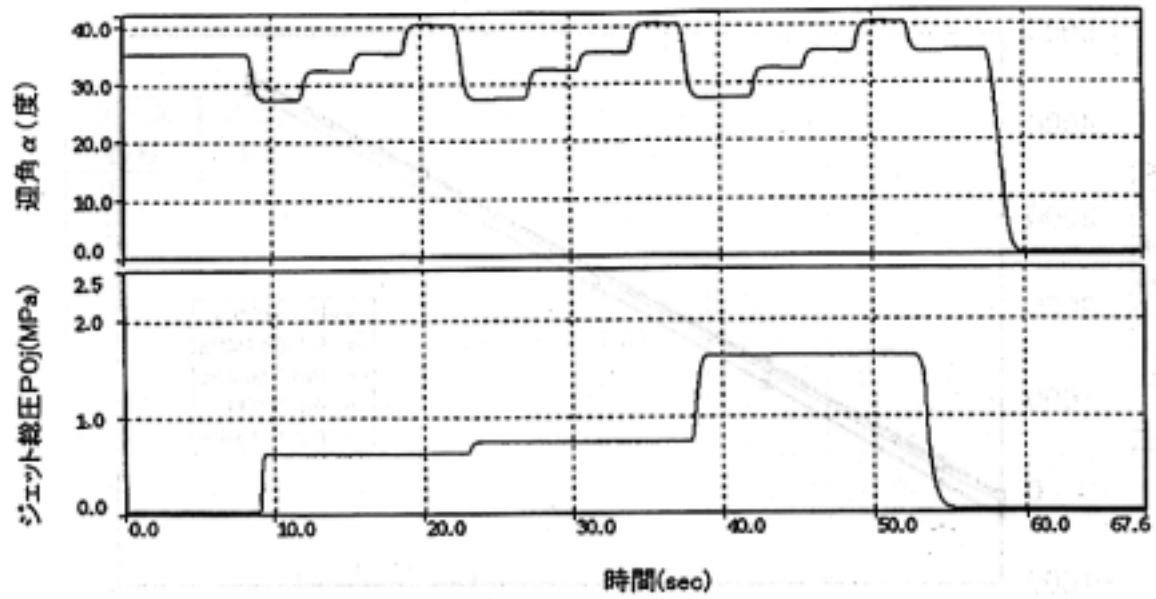


図6 迎角変化とジェット総圧の変化

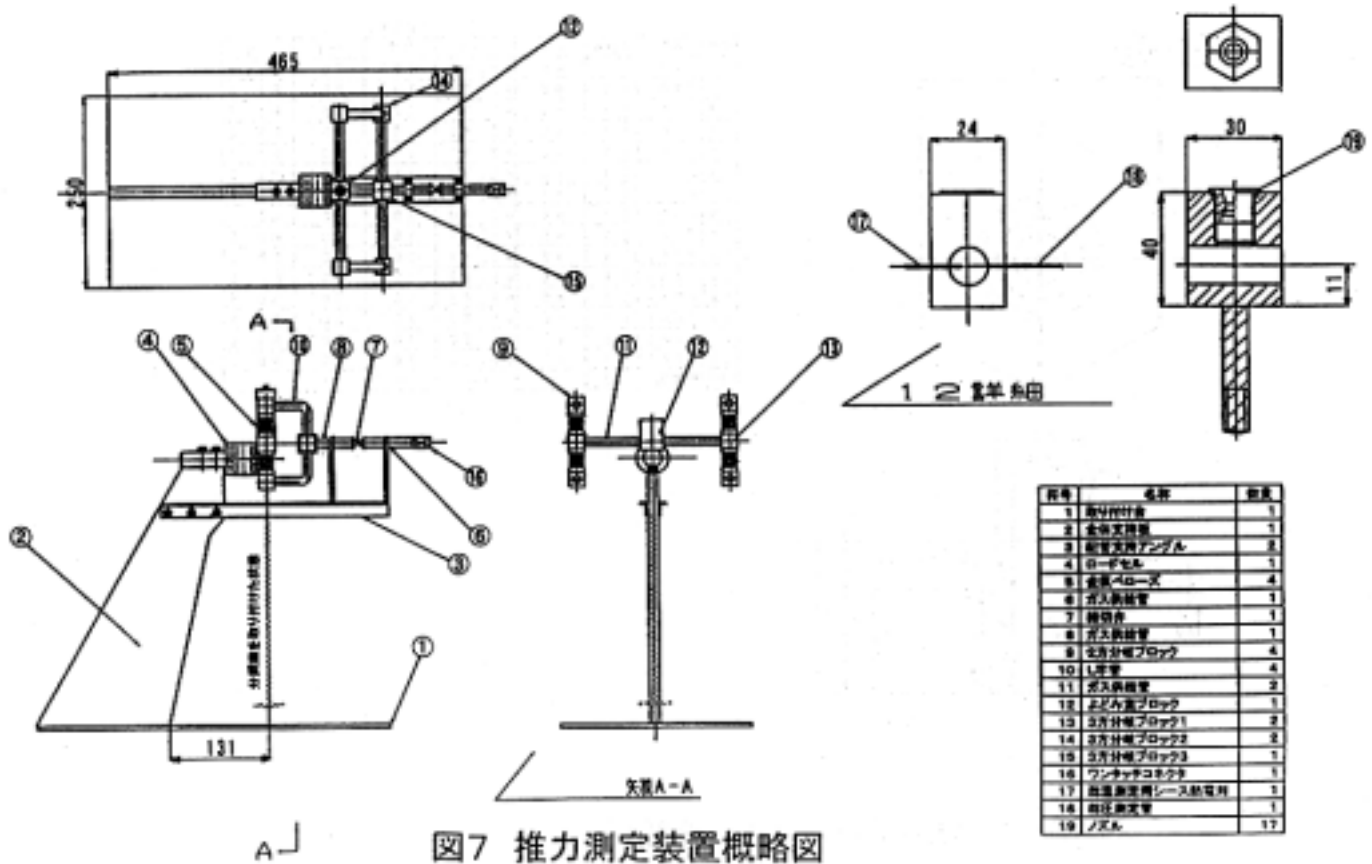


図7 推力測定装置概略図

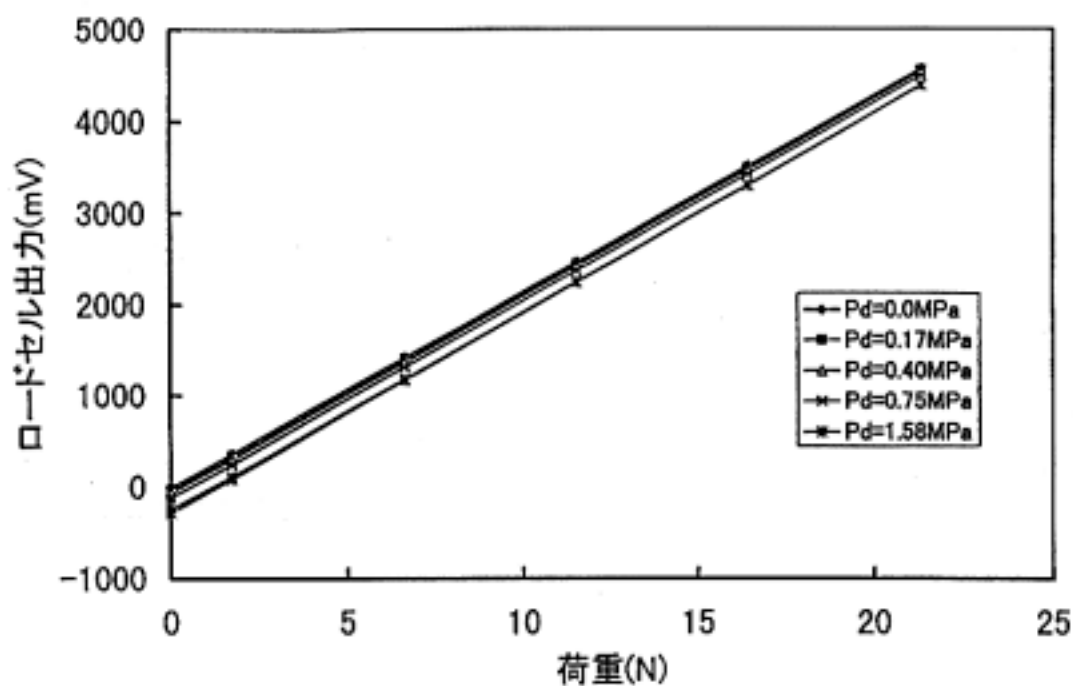


図8 配管差圧下でのロードセル校正結果

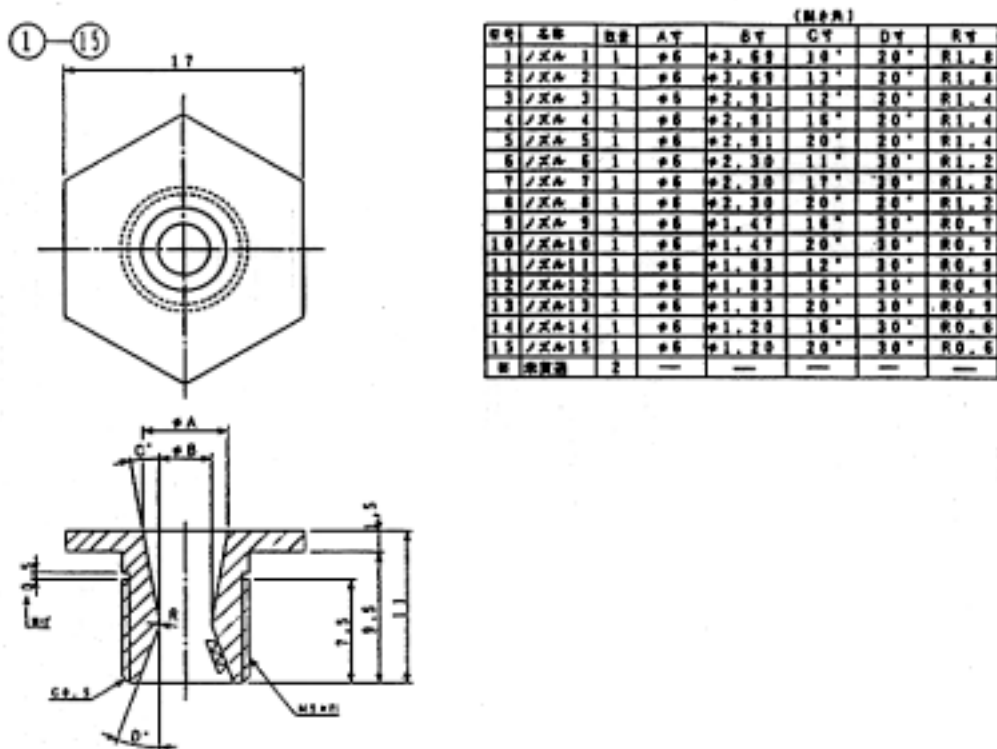


図9 コニカルジェットノズル概略図

表1 試験ケース

ケース 番号	ノズル 番号	ガス 種類	比熱比 γ_j	スロート径 (mm)	出口径 (mm)	開き角 (deg.)	マッハ数 Mj
1	3	Air	1.4	2.96	5.80	11.97	2.897
2	6	Air	1.4	2.29	5.74	11.09	3.417
3	1 1	Air	1.4	1.85	5.78	11.94	3.896
4	1 2	Air	1.4	1.85	5.74	15.93	3.880
5	1 3	Air	1.4	1.82	5.88	19.93	3.970
6	5	Ar	1.67	2.93	5.64	19.92	3.244
7	6	Ar	1.67	2.29	5.74	11.09	4.052
8	8	Ar	1.67	2.32	5.76	19.89	4.022
9	1 1	Ar	1.67	1.85	5.78	11.94	4.799
10	1 3	Ar	1.67	1.82	5.88	19.93	4.920
11	8	He	1.67	2.32	5.76	19.89	3.322
12	1 0	He	1.67	1.49	5.76	18.86	4.152
13	5	He	1.67	2.93	5.64	19.92	5.873
14	1 2	He	1.67	1.85	5.74	15.93	4.967
15	1 5	He	1.67	1.24	5.91	20.02	6.850

表2 測定結果

ケース 番号	ノズル 番号	ガス 種類	開き角 (deg.)	マッハ数 Mj	F/P0j (実験値)	F/P0j (理論値)	総圧損失率
1	3	Air	11.97	2.897	10.41	10.59	0.9833
2	6	Air	11.09	3.417	6.517	6.561	0.9933
3	1 1	Air	11.94	3.896	4.168	4.372	0.9536
4	1 2	Air	15.93	3.880	4.251	4.332	0.9813
5	1 3	Air	19.93	3.970	4.152	4.161	0.9979
6	5	Ar	19.92	3.244	9.821	9.954	0.9867
7	6	Ar	11.09	4.052	6.333	6.357	0.9964
8	8	Ar	19.89	4.022	6.288	6.385	0.9849
9	1 1	Ar	11.94	4.799	4.024	4.198	0.9586
10	1 3	Ar	19.93	4.920	3.986	3.991	0.9989
11	8	He	19.89	3.322	9.726	9.928	0.9797
12	1 0	He	18.86	4.152	6.273	6.377	0.9838
13	5	He	19.92	5.873	2.588	2.678	0.9666
14	1 2	He	15.93	4.967	4.028	4.138	0.9735
15	1 5	He	20.02	6.850	1.792	1.864	0.9616
14 再試	1 2	He	15.93	4.967	4.047	4.138	0.9782
6 再試	5	Ar	19.92	3.244	9.836	9.954	0.9882

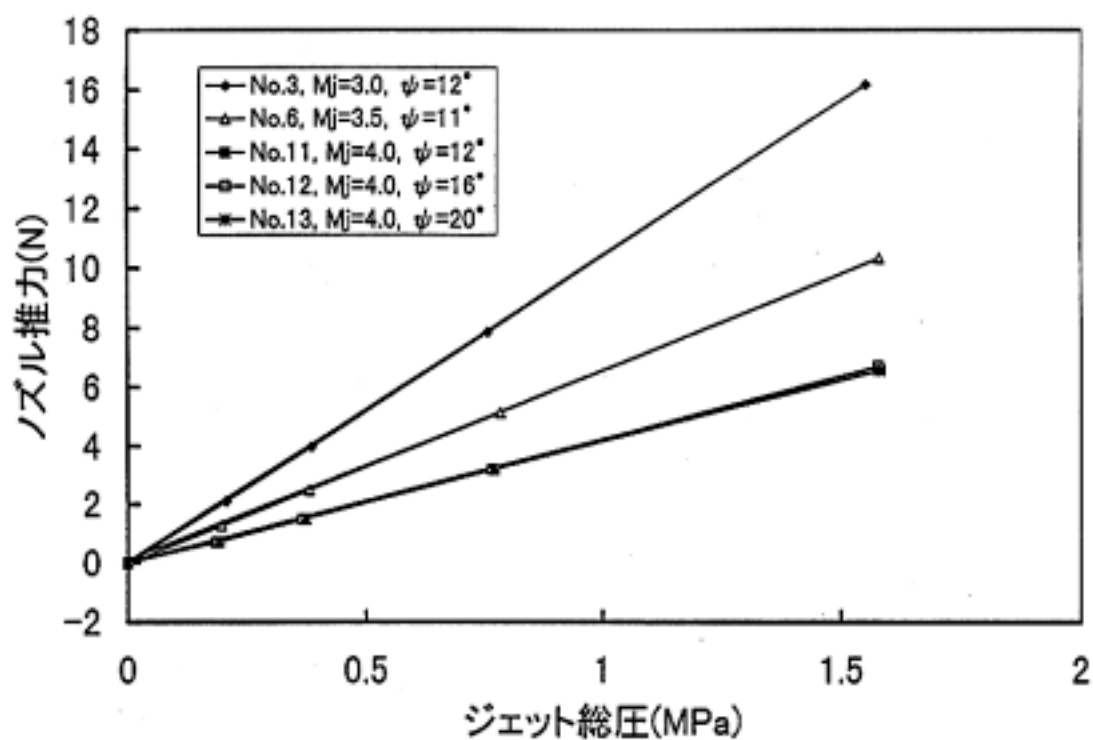


図10 空気を用いた場合のジェット総圧に対するノズル推力

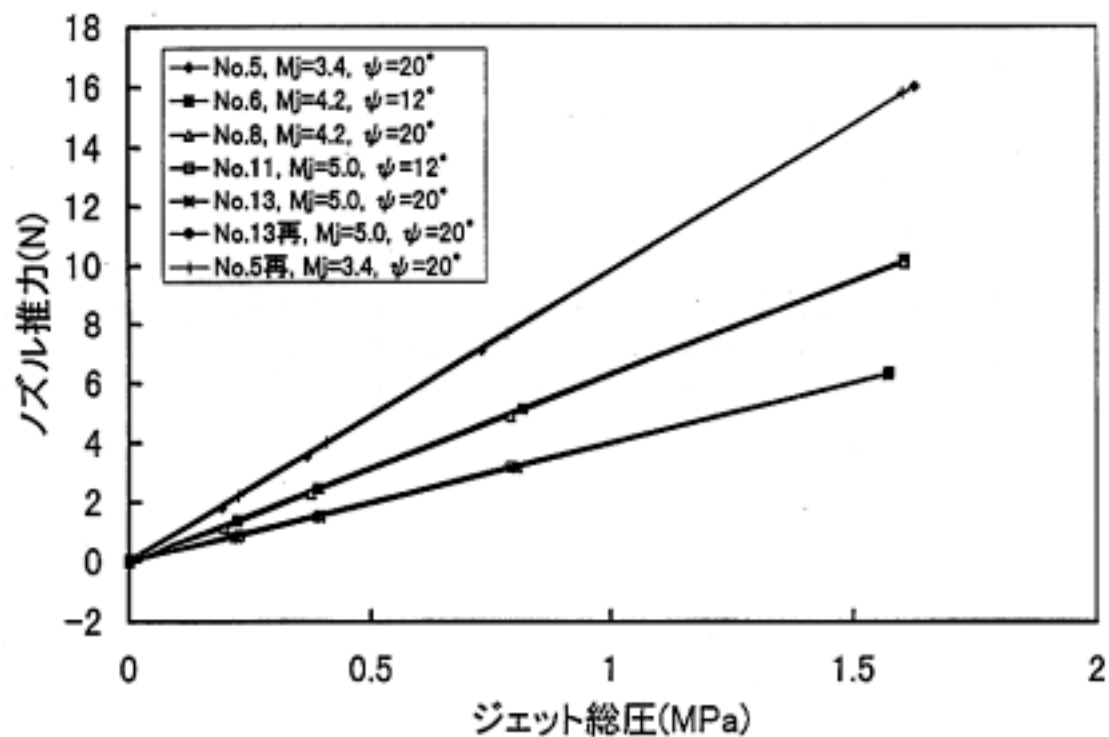


図11 アルゴンを用いた場合のジェット総圧に対するノズル推力

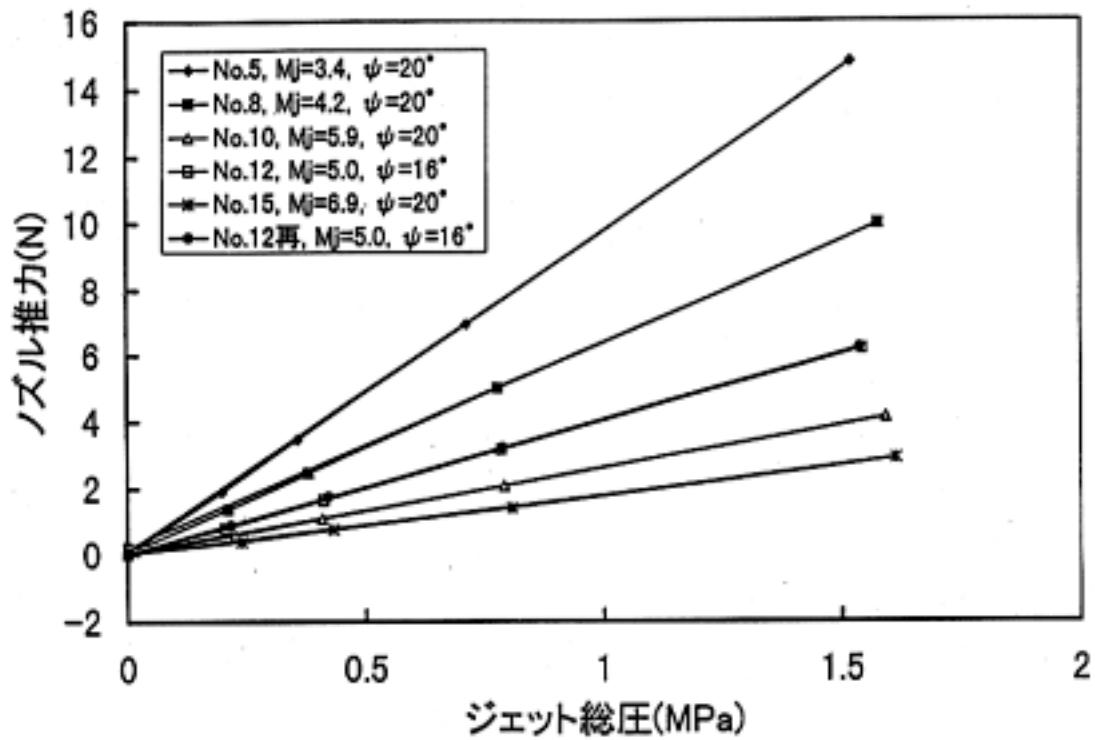


図12 ヘリウムを用いた場合のジェット総圧に対するノズル推力

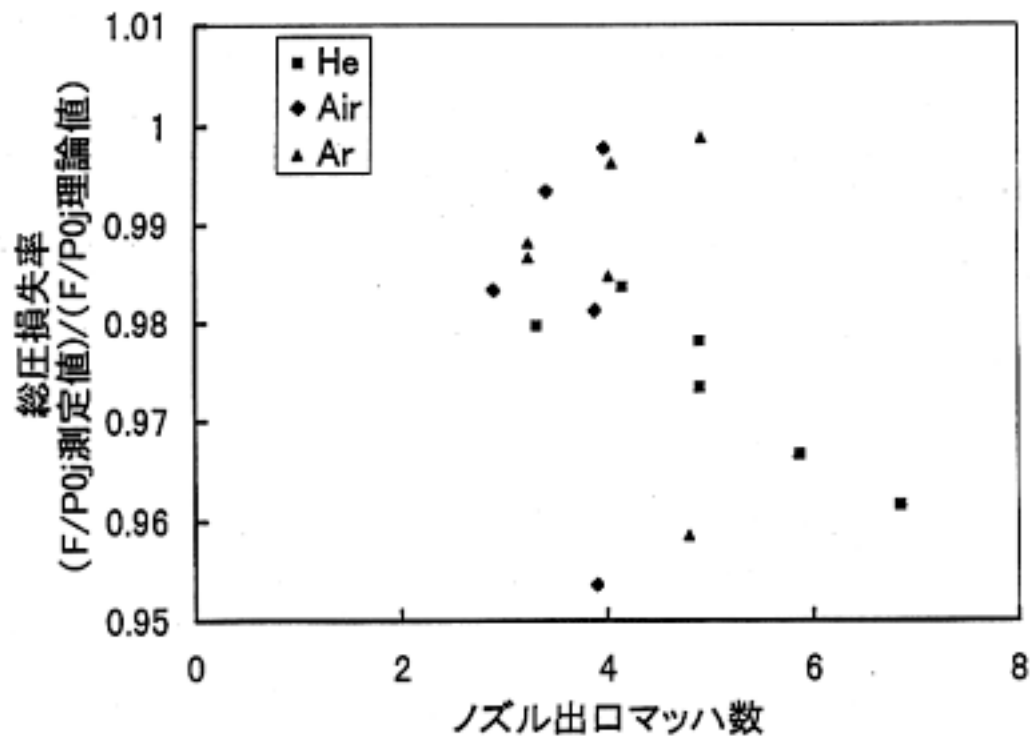


図13 ノズル出口マッハ数に対するノズル総圧損失率

