

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.011.5
533.694.6
533.695

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1219

衝撃風洞によるRCSガスジェット干渉試験

山崎 喬 ・ 曾 我 國 男

若 井 洋 ・ 石 川 忠 ・ 田 中 康 平

1993年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概 要	{ 1 }
記 号	{ 2 }
1. 序 論	{ 2 }
2. R C Sスラスタの試作	{ 3 }
2.1 相関パラメータの選定	{ 3 }
2.2 N A L衝撃風洞と試験領域	{ 3 }
2.3 模擬スラスタの設計と試作	{ 5 }
3. スラスタの推力較正	{ 6 }
3.1 推力較正試験	{ 6 }
3.2 配管干渉の補正	{ 8 }
3.3 推力較正結果	{ 8 }
4. R C Sガスジェット干渉試験	{ 10 }
4.1 試験装置の概要	{ 10 }
4.2 供試模型の概要	{ 11 }
4.3 試験内容	{ 11 }
4.4 供試体の基本空力特性	{ 12 }
4.5 無風時のガスジェット干渉力	{ 13 }
4.6 通風時のガスジェット干渉力	{ 15 }
5. 結 論	{ 17 }
参考文献	{ 18 }
付録 1 実機スラスタノズルの検討	{ 19 }
付録 2 供試体スラスタノズルの検討	{ 19 }
付録 3 運動量比(momentum ratio)の比較	{ 19 }
付録 4 質量流量比(mass flow rate ratio)の比較	{ 20 }

衝撃風洞によるRCSガスジェット干渉試験

山崎 喬^{*1}・曾我 國男^{*1}
若井 洋^{*2}・石川 忠^{*2}、田中 康平^{*2}

A Shock Tunnel Experiment on Aerodynamic Interference Induced by RCS Jet

Takashi YAMAZAKI, kunio SOGA

Hiroshi WAKAI, Tadashi ISHIKAWA and Kouhei TANAKA

Abstract

During the re-entry of a spaceplane, it is necessary to use a reaction control system (RCS) for attitude control augmentation in flight regions where the control surfaces are not fully effective. A shock tunnel experiment was performed on aerodynamic interference induced by RCS jets in hypersonic flow to establish test techniques and to clarify the basic characteristics of aerodynamic interference of a delta-winged spaceplane with tip-fins. The results indicate that the effect aerodynamic interference on attitude control should be taken into account in the aerodynamic design of a spaceplane.

Key words : Spaceplane, Reaction Control System, Hypersonic flow, Interference

概 要

NAL衝撃風洞を用いてRCSガスジェット干渉試験を行うためスロート径0.4mm、出口径1.8mm、ノズル開き角12°の超小型RCSスラスタノズルと、高速電磁弁およびデジタルプリセットカウンター等を用いたRCSジェット・オン/オフ装置を試作した。そして、この風洞試験用RCSスラスタの推力を衝撃風洞用三分力天秤を用いて計測し、配管干渉補正を行って校正した。

これらのRCS装置を用いて、RCSスラスタと一様流の運動量比 Φ_j/Φ_∞ 、質量流量比 \dot{m}_j/\dot{m}_∞ をパラメータとする一連の試験を行い、単一のマッハ数でも風洞淀み点圧力とスラスタチャンバー圧力の組合せにより、広い範囲にわたる運動量比 Φ_j/Φ_∞ 、質量流量比 \dot{m}_j/\dot{m}_∞ の試験が可能であり、姿勢制御用ガスジェットと、機体周りの極超音速流れ場との空力干渉を伴う空力特性データの取得が可能であることを確認した。また、同時にティップフィン付デルタ翼形態の基本的な空力干渉特性も得られた。

* 平成5年 9月24日 受付 (received 24 September 1993)
* 1 空気力学部 (Aerodynamics Division)
* 2 富士重工業株式会社 (Fuji Heavy Industries, Ltd.)

記 号	
A_E	: スラスタノズル出口面積
A_T	: スラスタノズルスロート面積
A_∞	: 機体基準面積
a_E	: スラスタノズル出口音速
b	: 翼幅
C_n	: ヨーイングモーメント係数
C_Y	: 横力係数
\bar{c}	: 平均空力翼弦長
C_∞	: Chapman-Rubesin 数
F_m	: スラスタ運動量推力
F_P	: スラスタ圧力推力
F_t	: スラスタ総推力
F_X	: 軸力
F_Y	: 横力
F_Z	: 垂直力
G_T	: スロート流量
M_E	: スラスタノズル出口マッハ数
M_X	: ローリングモーメント
M_Y	: ピッチングモーメント
M_Z	: ヨーイングモーメント
M_∞	: 一様流マッハ数
\dot{m}	: 質量流量
$\dot{m}_i / \dot{m}_\infty$: 質量流量比
P_0	: 風洞淀み点圧力
P_1	: 風洞低圧室初期設定圧力
P_4	: 風洞高圧室初期設定圧力
P_C	: スラスタチャンバー圧力
P_E	: スラスタノズル出口静圧
P_S	: 供給圧力安定化チャンバー圧力
P_∞	: 一様流静圧
S_{ref}	: 供試体模型基準面積
R	: 気体定数
T_0	: 風洞淀み点温度
T_C	: スラスタチャンバー温度
T_E	: スラスタノズル出口温度
T_∞	: 一様流静温度
V_T	: スラスタノズルスロートにおける流速
\bar{V}_∞	: 粘性干渉パラメータ
α	: 迎角
β	: 横滑り角
γ	: 比熱比
ΔC_n	: ヨーイングモーメント係数干渉変化分 $= C_{n_j} - C_Y$

ΔC_Y	: 横力係数干渉変化分 $= C_{Y_j} - C_Y$
θ	: ノズル開き角
ρ_T	: スラスタノズルスロートにおける密度
Φ	: 運動量
Φ_j / Φ_∞	: 運動量比
添 字	
j	: ジェット干渉に関する値

1. 序 論

H O P E やスペースプレーンなどの宇宙往還機が帰還する際、空力舵面が十分にその機能を発揮するまではガスジェットの推力を利用する R C S (Reaction Control System) を用いて機体の姿勢制御を行う。その R C S は、機体まわりの流れ場との空力干渉を避けるために機体後部に配置されるが、その干渉量は必ずしも無視できないことが報告されている。¹⁾

スペースシャトルの R C S スラスタは、ノーズ部および後部左右のエンジンポットに計 38 基あり、それぞれピッチ、ヨー、ロールの制御に使われる。ノーズ部のスラスタは軌道上で用いられるもので、帰還の際には後部のスラスタのみが使われる。

シャトルオービターは再突入後の高マッハ数域で 30～40° の迎角をとり、かつ 60° のバンクをとってクロスレンジ能力を得ていたため、比較的大きな迎角で揚抗比を大きくするとともに、横の操縦能力を確保することが重要であった。このため、ヨーイングモーメント発生用の R C S サイドジェットは極超音速、超音速の全飛行領域で使用されている。H O P E あるいはスペースプレーンに関しても着陸地点の関係等で同様な事が考えられ、この種の風洞試験技術の確立は今後非常に重要になってくるものと考えられる。

この R C S ガスジェット干渉に関する風洞試験技術確立するため、風洞試験用 R C S スラスタの設計、試作および試験装置の開発とその予備試験等を行った。そして、再突入軌道の全極超音速飛行領域で使用されるものと推測とれる R C S サイドジェットの空力干渉について、この種の試験に対する衝撃風洞の有用性を確認するとともに、テイクフィン付デルタ翼形態の宇宙往還機の基本的なガスジェット空力干渉特性を把握することを目的として一連の試験²⁾を試みた結果について報告する。

2. RCSスラスターの試作

2.1 関連パラメータの選定

この種のガスジェット干渉を模擬する際に合わせるべきパラメータとして、機体やノズルの幾何形状の相似性、一様流およびガスジェットのマッハ数やレイノルズ数、RCS作動気体の比熱比、一様流とガスジェットの総温度比や総圧比などが考えられる。これらのパラメータの組合せをどのようにするかにより、ノズル形状、スラスターチャンバー圧力等のスラスターの仕様や風洞試験条件が決まる。

ガスジェットを含む流れの模擬パラメータとしてはPindzola³⁾が表1に示すようなものを取り上げているが、本

試験ではこれらのパラメータのうち、NASAのRobertsらがスペースシャトルのRCS干渉風洞試験に用い、横力係数とかなり強い相関が確認されている、ガスジェットと一様流の単位時間当たりの質量流量比 (mass flow rate ratio) \dot{m}_j/\dot{m}_∞ 、および運動量比 (momentum ratio) Φ_j/Φ_∞ を用いる事とする。

$$\dot{m}_j/\dot{m}_\infty = \left[\frac{P_j^2 \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 \cdot A_j^2 \cdot (R \cdot T)_\infty}{P_\infty^2 \cdot \gamma_\infty \cdot M_\infty^2 \cdot A_\infty^2 \cdot (R \cdot T)_j} \right]^{1/2}$$

$$\Phi_j/\Phi_\infty = \frac{P_j \cdot \gamma_j \cdot A_j \cdot M_j^2}{P_\infty \cdot \gamma_\infty \cdot A_\infty \cdot M_\infty^2}$$

表1 ガスジェットを含む流れの模擬パラメータ

Mass Flow	$\left[\frac{P_j^2 \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 \cdot A_j^2 \cdot (R \cdot T)_\infty}{P_\infty^2 \cdot \gamma_\infty \cdot M_\infty^2 \cdot A_\infty^2 \cdot (R \cdot T)_j} \right]^{1/2}$
Kinetic Energy	$\frac{\gamma_j \cdot M_j^2 \cdot (R \cdot T)_j}{\gamma_\infty \cdot M_\infty^2 \cdot (R \cdot T)_\infty}$
Internal Energy	$\frac{(\gamma_j - 1) \cdot (R \cdot T)_j}{(\gamma_\infty - 1) \cdot (R \cdot T)_\infty}$
Enthalpy	$\frac{(\gamma_j - 1) \cdot \gamma_j \cdot (R \cdot T)_j}{(\gamma_\infty - 1) \cdot \gamma_\infty \cdot (R \cdot T)_\infty}$
Momentum	$\frac{P_j \cdot \gamma_j \cdot A_j \cdot M_j^2}{P_\infty \cdot \gamma_\infty \cdot A_\infty \cdot M_\infty^2}$
Thrust	$\frac{A_j}{\gamma_\infty \cdot A_\infty \cdot M_\infty^2} \left[\frac{P_j}{P_\infty} (1 + \gamma_j \cdot M_j^2) - 1 \right]$

ここで、jはスラスターの出口に関する量、 ∞ は主翼面積当たりの一様流に関する量を表わし、Pは静圧、 γ は比熱比、Mはマッハ数、Aは面積、Rはガス定数、Tは静温度である。なお、実機におけるスラスターの作動ガスはヒドラジンの反応ガスが用いられるものと思われるが本試験では空気を用いる。

Robertsらの試験結果とスペースシャトルのフライトデータとを比較すると、RCSガスジェットのプルームがフラップ等の機体の一部に衝突 (impingement) するような干渉では、運動量比 Φ_j/Φ_∞ が良い相関を示し、機体表面を掃くような干渉では、質量流量比 \dot{m}_j/\dot{m}_∞ が良い相関を示した。

2.2 NAL衝撃風洞と試験領域

本試験に用いたNAL衝撃風洞の概要を図1に示す。高圧室長さ2 m、内径170mm、低圧室長さ7 m、内径70mmの断面積収縮型の衝撃風洞で、高圧室と低圧室の間にピストンとシリンダーによる第1急速開閉弁とオリフィス板を設

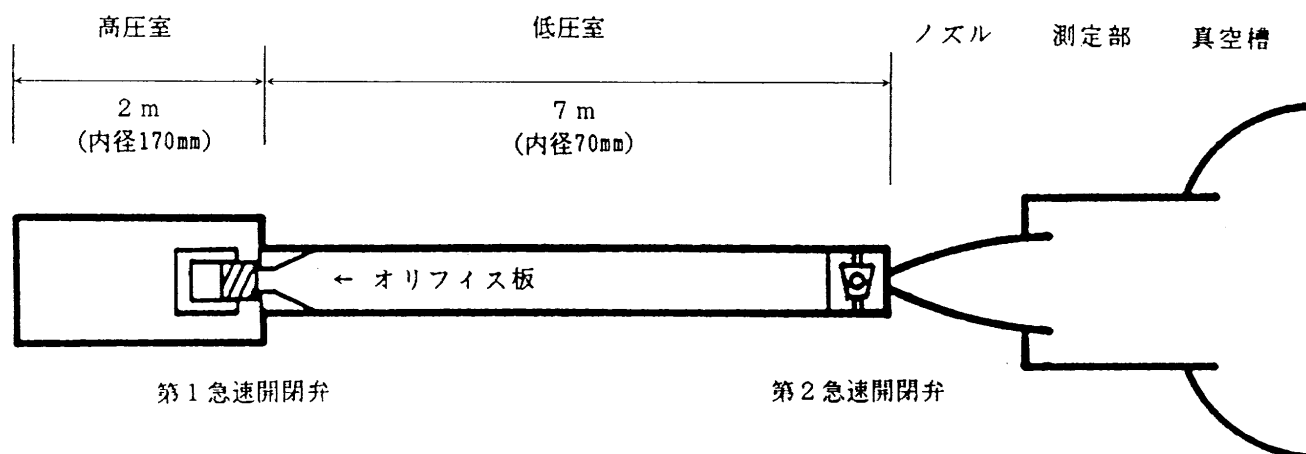


図1 NAL衝撃風洞概要図

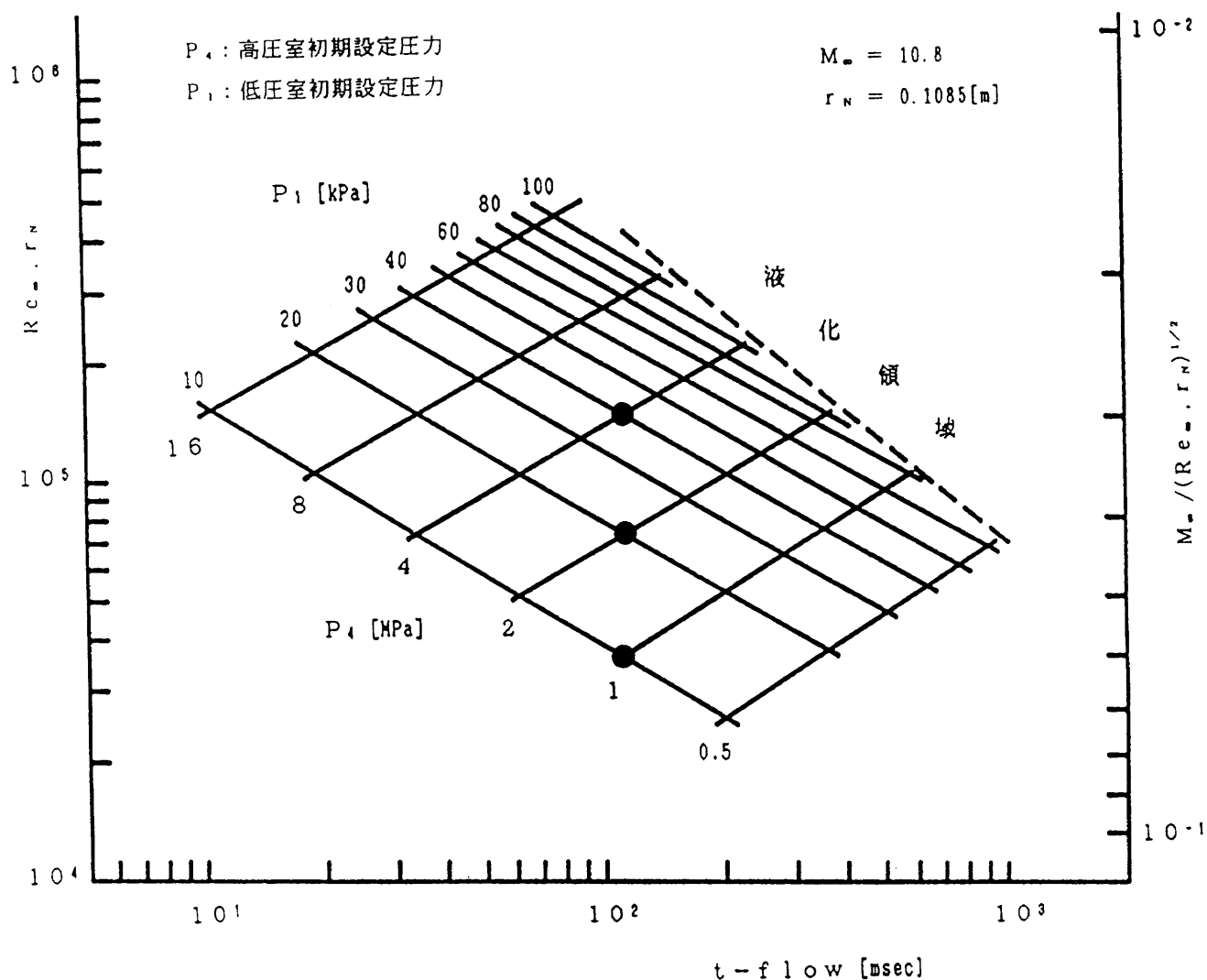


図2 衝撃風洞運転エンベロープ

け、低压室とノズルの間にロータリーバルブ形式の第2急速開閉弁を設けており、これら2つの急速開閉弁を制御する新運転手法（NAL方式）⁹⁾により、比較的長い気流持続時間が得られる。また高压室初期設定圧力 P_4 と低压室初期設定圧力 P_1 の組合せを変化させることにより、種々の動圧、レイノルズ数の試験が可能である。

図2には風洞運転エンベロープを示すが、左側の縦軸はノズルの出口半径を基準長としたレイノルズ数、右側の縦軸はChapman-Rubesin数 $C_\infty (= \mu_\infty T_w / \mu_w T_\infty)$ を1と仮定した粘性干渉パラメータ、横軸は気流の持続時間である。なお、図2の●は今回の試験で用いた風洞運転条件であるが、風洞淀み点圧力によりノズル壁面に発達する境界層厚さが異なるため、測定部におけるマッハ数等の流れの諸量は若干変動する。気流検定により求められた各運転条件における一様流の特性を表2に、またノズル出口から下流40mmおよび140mmの位置における径方向のピトー圧力分布を図3に示す。

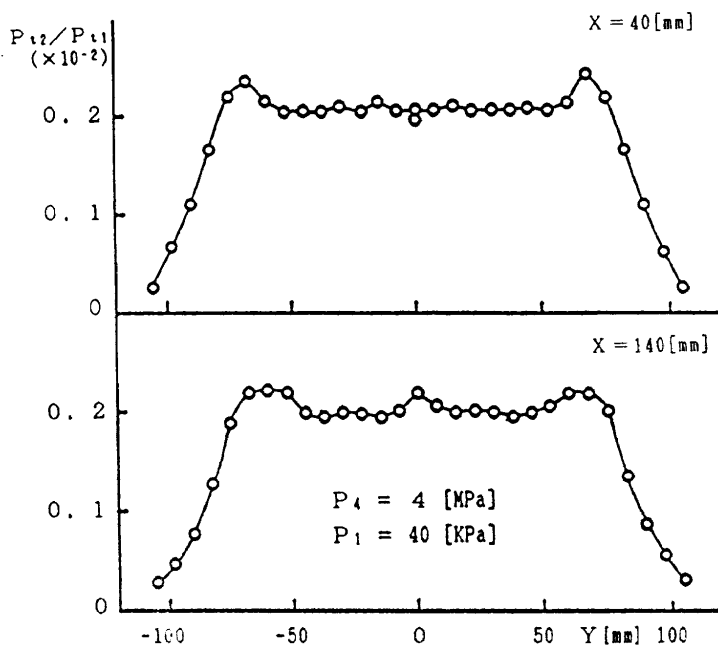


図3 測定部におけるピトー圧力分布

表2 風洞運転条件と一様流の特性

高圧室初期設定圧力 [MPa]	1.08	2.06	4.02
低圧室初期設定圧力 [kPa]	101	202	404
風洞淀み点圧力 [MPa]	0.69	1.31	2.53
一様流マッハ数	10.5	10.7	10.9
一様流静圧 [Pa]	11.5	19.7	34.3
一様流動圧 [kPa]	0.89	1.59	2.84

2.3 模擬スラスターの設計と試作

想定する宇宙往還機の再突入軌道を図4のように推定し、用いられるRCS用400N級スラスターの仕様を表3のように仮定すると（付録1「実機スラスターノズルの検討」参照）、再突入軌道に沿った動圧変化に対して運動量比 Φ_j/Φ_∞ 、質量流量比 \dot{m}_j/\dot{m}_∞ はそれぞれ図5の様に変

化をする。風洞のテストコアの大きさから試験可能な模型は10m級宇宙往還機の1%程度のスケールとなる。仮定したスラスターノズルは同スケールでは出口径1.5mm、スロート径0.18mmとなるが、工作上の問題から図6に示すようなスロート径0.4mm、出口径はマッハ数を合わせることを考慮して1.8mmとし、ノズル開き角を 12° としたスラスターノズル（付録2「供試体スラスターノズルの検討」参照）を試作した。

NAL衝撃風洞で得られるマッハ数約10.8、動圧0.89、1.6、2.8kPaの3通りの極超音速流を用い、スラスターチャンバー圧力を0.29、0.69、1.08MPaに変化させたときの試験可能な運動量比 Φ_j/Φ_∞ 、質量流量比 \dot{m}_j/\dot{m}_∞ の範囲（付録3「運動量比（momentum ratio）の比較」および付録4「質量流量比（mass flow rate ratio）の比較」参照）を図5に重ねて示した。

表3 RCSスラスターの仕様

	想定する宇宙往還機用	衝撃風洞試験用
ノズル出口径	150 [mm]	1.8 [mm]
ノズルスロート径	17.9 [mm]	0.4 [mm]
作動気体	ヒドラジン反応ガス	空 気
チャンバー温度	1200 [K]	293 [K]
チャンバー圧力	0.88 [MPa]	0.98 [MPa]
出口マッハ数	4.78	4.74

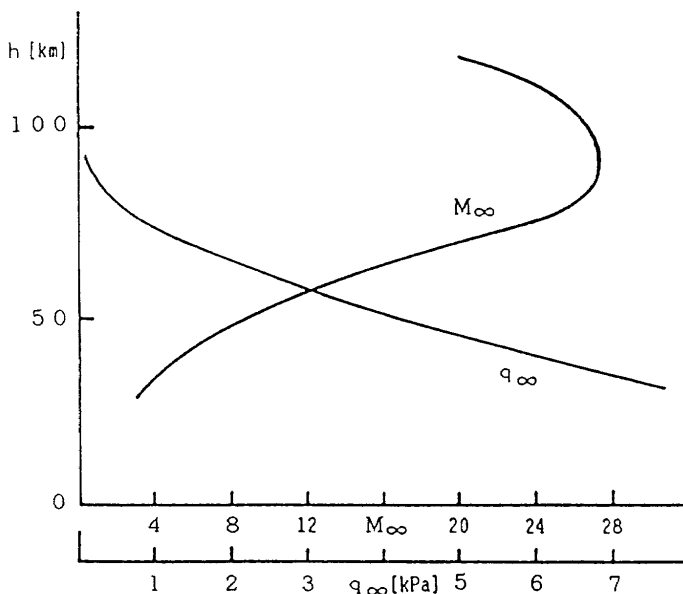


図4 想定する宇宙往還機の再突入軌道

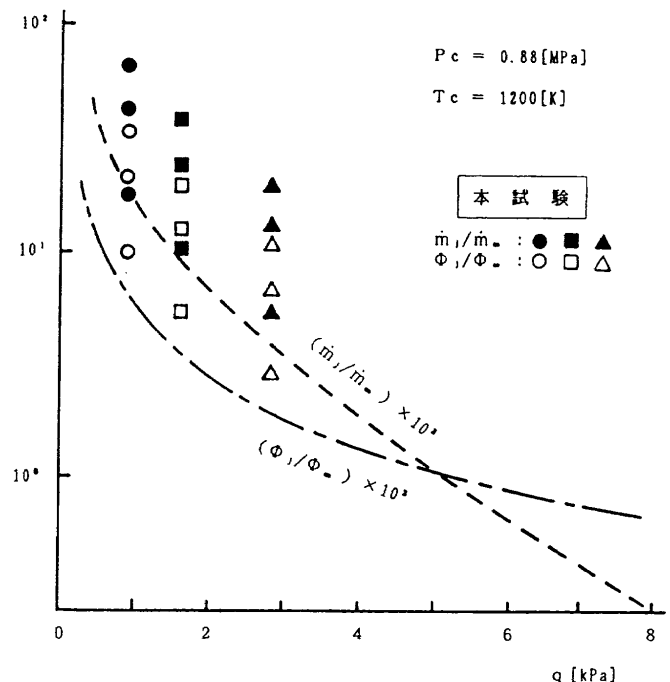
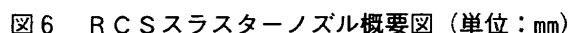


図5 再突入時の動圧変化に対する各種パラメータの値



3.1 推力較正試驗

推力の測定にはNAL衝撃風洞用の三分力天秤を用いた。この天秤はモーメントタイプと呼ばれる一体構造の天秤で、軸力 (F_x)、垂直力 (F_z)、ピッチングモーメント (M_y) の容量はそれぞれ9.81 N、49.0 N、1.47 N・mである。推力較正試験はNAL衝撃風洞測定室内の三分力天秤にスラスターを取付け、測定室を約1 Pa程度に減圧した状態で、スラスターチャンバー圧力を0.29～1.08 MPaに変化させてジェットを噴射し、三分力天秤の出力から推力を算出した。

ガスジェットの作動ガスは空気を用い、適当な調圧機構

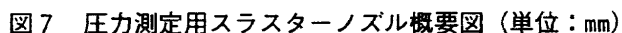


図8に推力較正システムの概要図を示す。RCSスラスタ駆動用高速電磁弁は手動でオン／オフを行い、三分力天秤およびスラスタチャンバー圧力の出力信号はトランジェントメモリーに一時記録された後、コンピュータに転送されデータ処理される。図9はその計測例で、ノズルからのジェットの噴射により、天秤出力 F_z 、 M_y が立上がりほぼ一定の値を示している。RCSスラスタのジェット・オン／オフ用高速電磁弁が開いてから推力が立上がるまでの応答時間は約50msec程度を要しているが、高速電磁弁の開口時間は20～25msecの仕様であり、スラスタノズルまでの圧力配管（ビニールチューブ）を配管干涉補正データを取得するために糸でつるなどの長い引回しをし

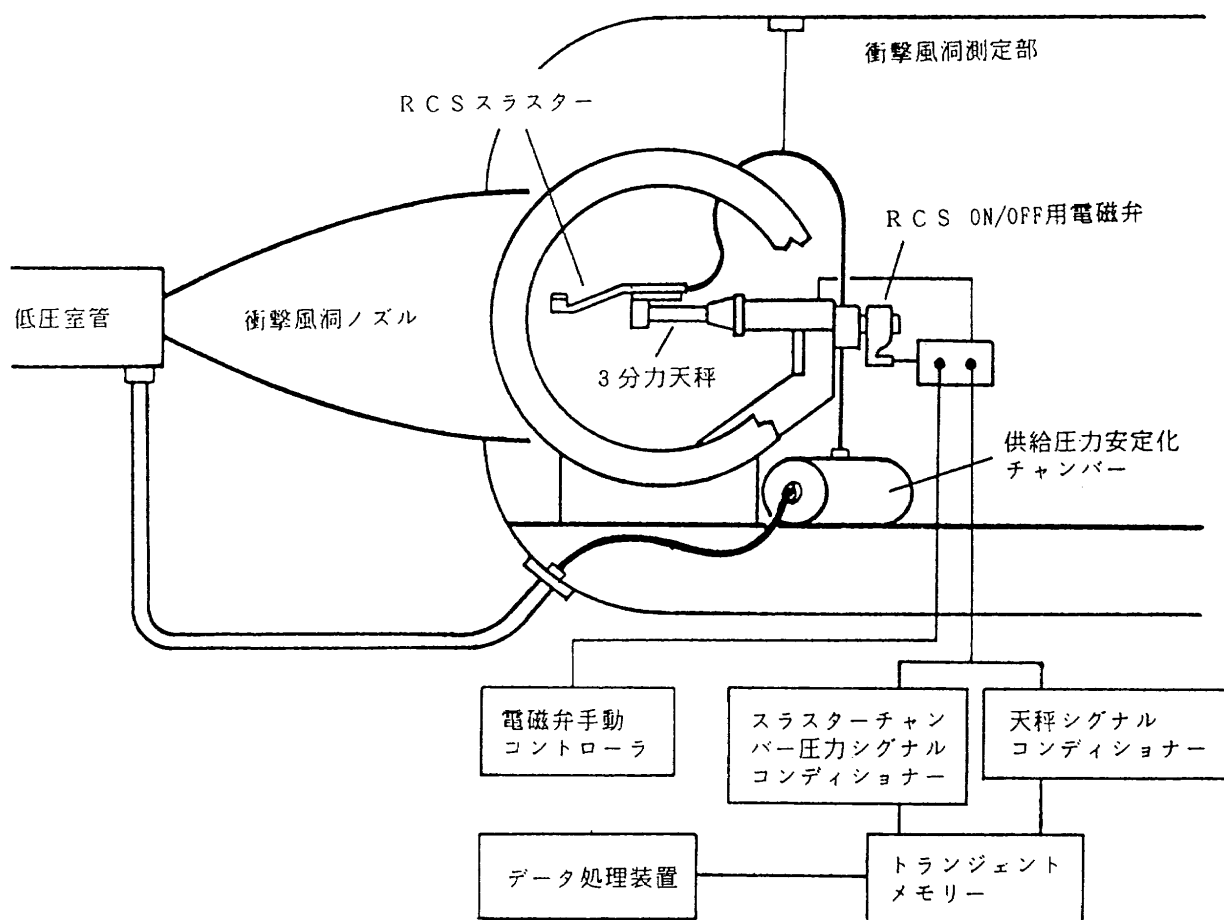


図8 推力軸正システム概要図

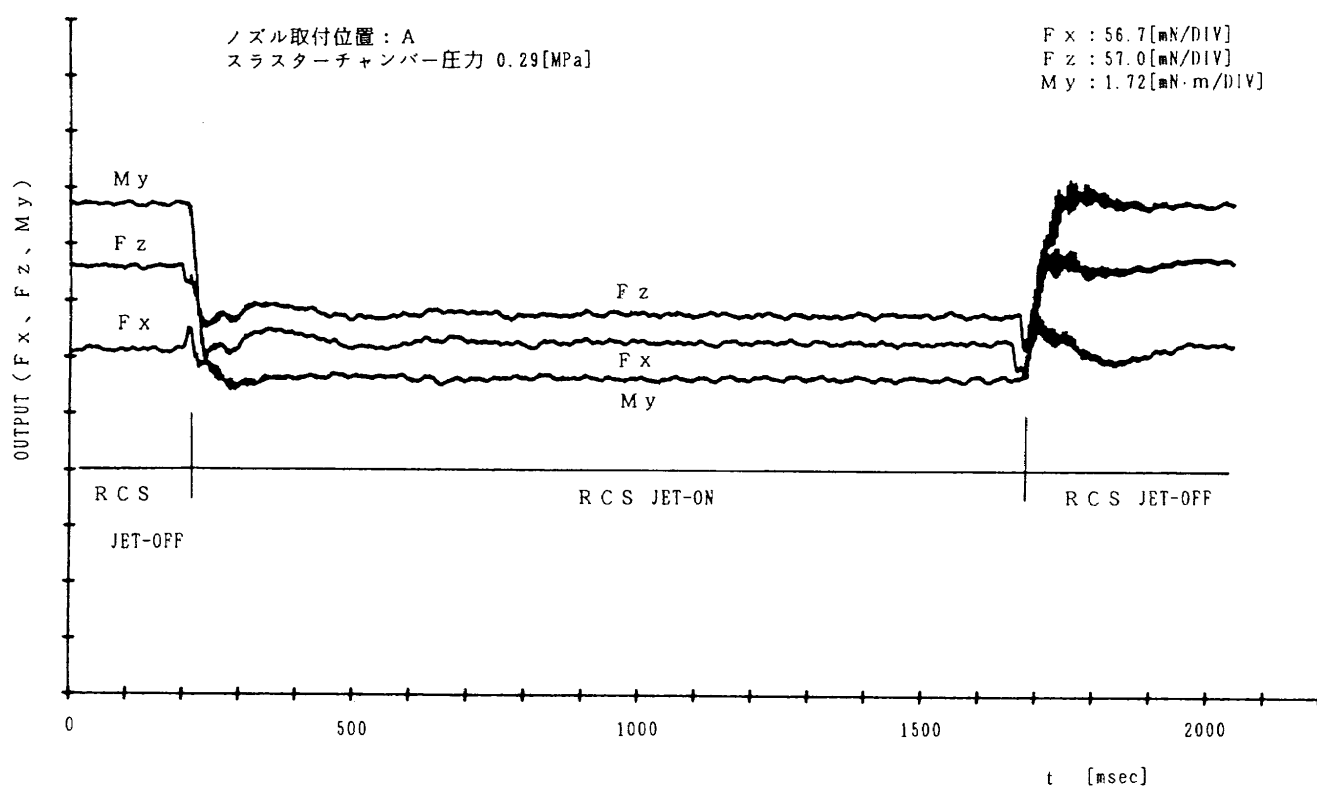


図9 推力軸正計測例

たため立上がり時間が延びたものである。

なお、スラスターノズルスロートのマスフローから算出した測定室内の圧力上昇は $1.3\text{Pa}/\text{msec}$ 程度であり、本試験におけるジェットの噴射時間の間の測定室内の圧力上昇は殆ど無視出来、本スラスターノズルの推力応答は推力校正試験に十分使用できる。

3.2 配管干渉の補正

この種の試験では高圧空気の配管干渉力を如何にして減少させ、またその値を評価するかが問題となるが、本校正試験では図10に示すようにノズルを塞いで圧力をかけた時に、配管が内圧を受けて変形することにより発生している干渉力を求め、この値を計測した推力から差引く事で補正を行った。

また、三分力天秤のため横力、ヨーイングモーメント、ローリングモーメントの計測が出来ないので、天秤干渉の影響を図10に示すように天秤に対するスラスターの取付位置を前後に変え推力、干渉力の変化を見ることで調べた。

なお、推力は天秤の垂直力 (F_z) 出力とピッチングモーメント (M_y) 出力の双方から求めた。図11、12にスラ

スターの取付形態Ⅰ、取付形態Ⅱそれぞれの推力干渉補正結果を示す。

3.3 推力校正結果

図13に示すように高圧配管の配置が違う取付け位置Ⅰ、Ⅱとも補正後の推力が同じ値を示す事から、天秤干渉の影響は無視できると判断した。

また、モーメントから算出した推力もこれらの値とほぼ一致している事から、配管の変形による干渉力は補正により取除かれたと考えられる。

図14にはスラスターチャンバー圧力の測定結果を示す。スラスターチャンバー圧力測定用スラスターノズルを用いて測定されたスラスターチャンバー圧力は供給圧力安定化チャンバーの圧力と一致し、供給圧力安定化チャンバーから電磁弁を経てスラスターチャンバーまでの配管において、圧力損失がほとんど無いことを確認した。

これらの結果から製作可能限界と考えられる超小型スラスターではあるが、較正值の値が設計値にほぼ一致する事から、設計通りに加工されていると判断し、本試験に用いた相関パラメータの値の算出は設計値に従っている。

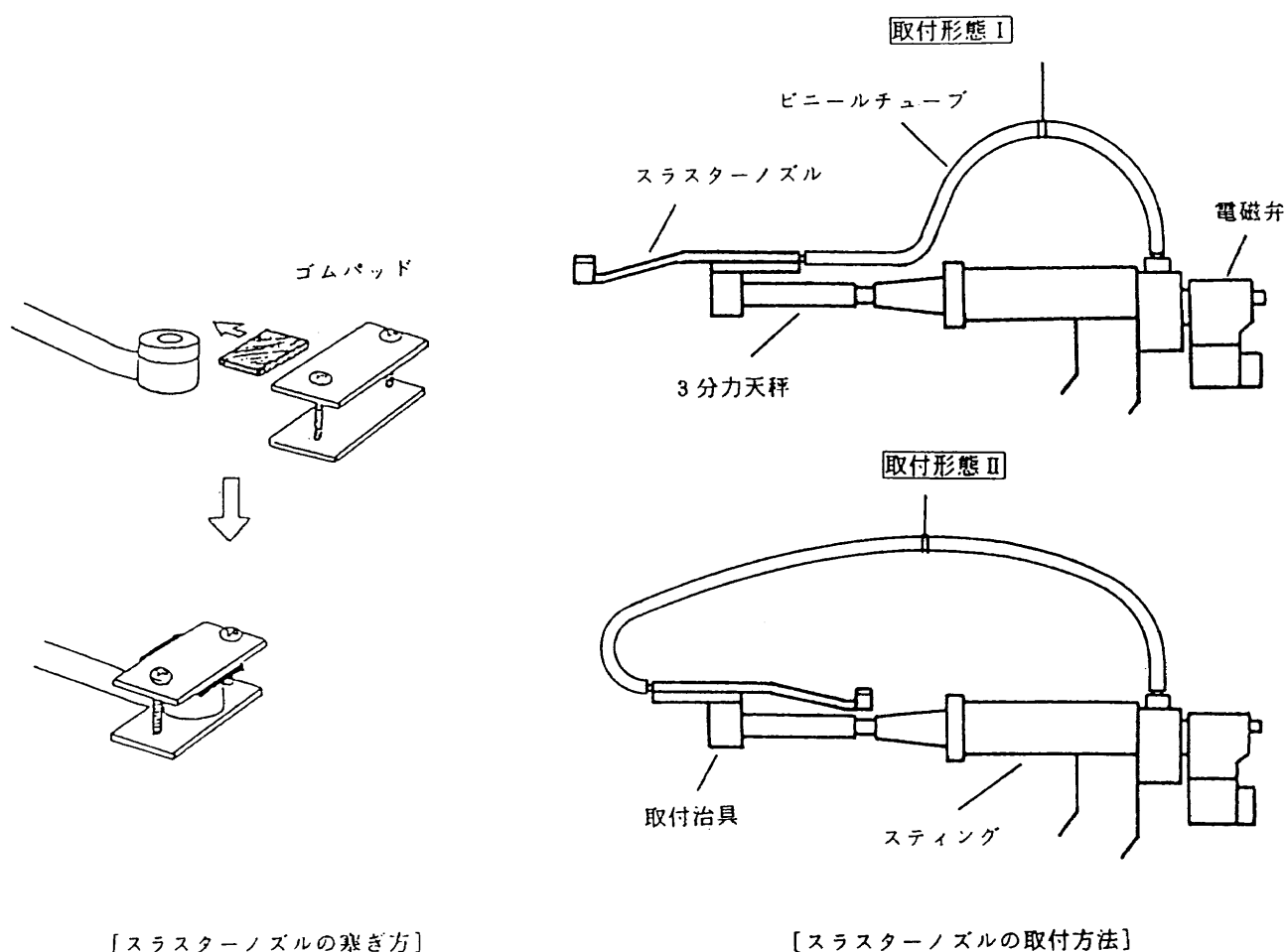


図10 配管干渉の補正方法

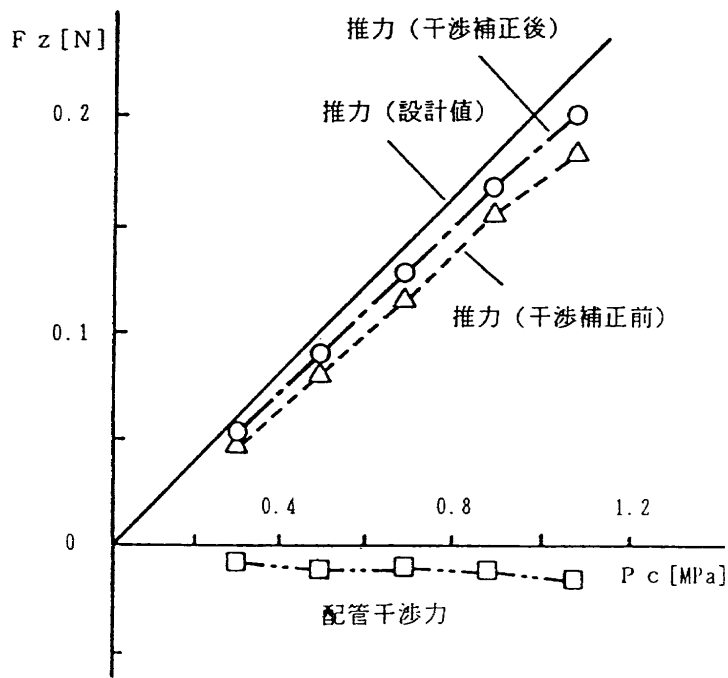


図11 推力較正試験結果（取付形態Ⅰ）

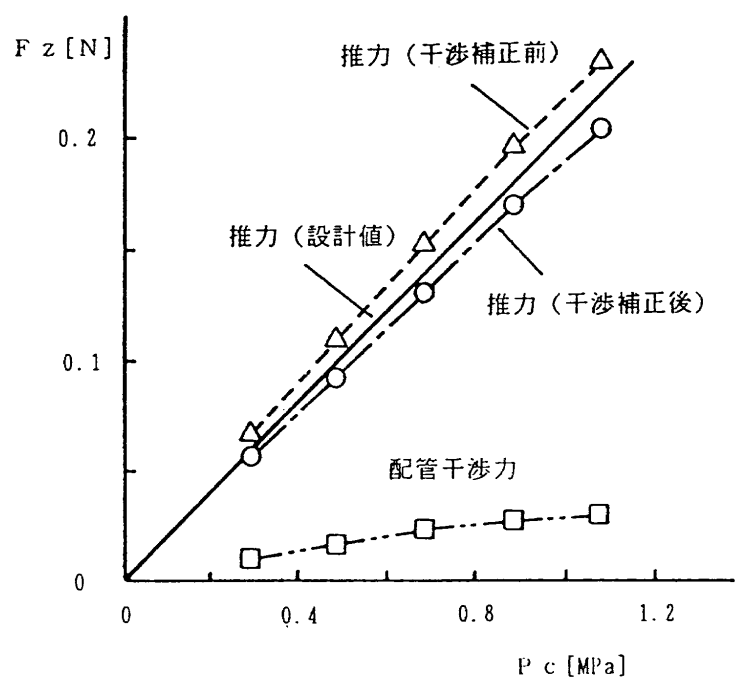


図12 推力較正試験結果（取付形態Ⅱ）

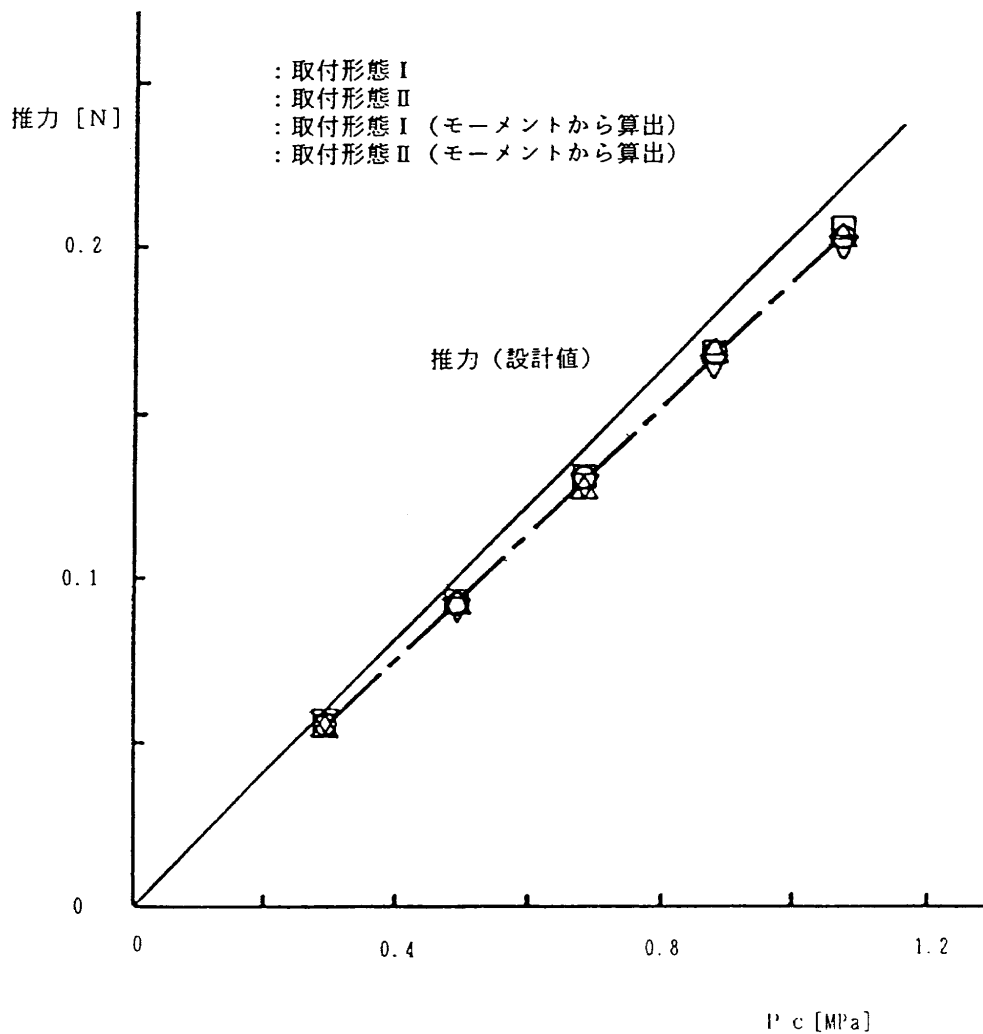


図13 RCSスラスター推力特性

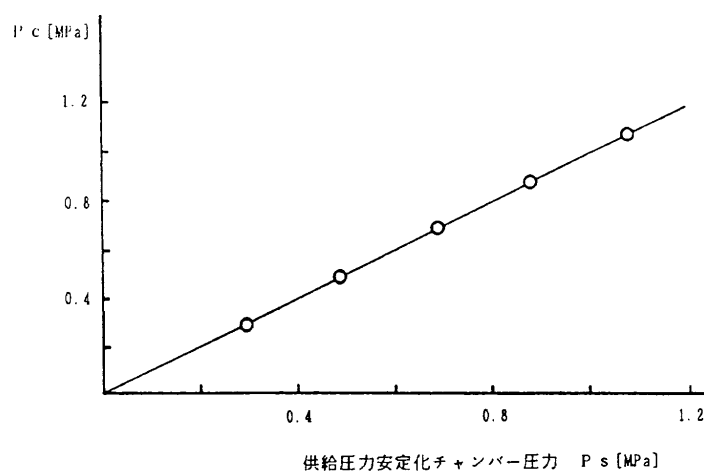


図14 スラスターチャンバー圧力較正結果

4. RCSガスジェット干渉試験

4.1 試験装置の概要

図15は試験装置の概要図である。RCS作動気体は測定室内に置かれた圧力安定化チャンバーよりスティング後端

に取付けられた電磁弁を介して供給される。先にも述べたように圧力較正試験結果により圧力安定化チャンバーから電磁弁を経てスラスターチャンバーまでの配管は圧力損失がほとんど無いことを確認しているため、作動気体は通風前に圧力安定化チャンバーに所定の圧力を外部のボンベより充填し、しばらく時間をおいて静定させた。このため試験におけるスラスターチャンバー内の作動気体の圧力は所定の設定圧力、温度は室温と考える。電磁弁の作動は風洞淀み点圧力をトリガーとし、デジタルプリセットRCS電磁弁制御タイマーによって制御される。

図16に供試模型およびRCS装置の取付け状況を示した。供試模型はRCSノズルから噴射されるジェットの様子をシュリーレン観測するため、90°バンクさせて三分力天秤に取付け、さらに迎角を40°取るため、40°曲りスティングを介して風洞模型支持装置に取付けられている。

RCSノズルは図17に示すように作動気体供給用のステンレスパイプをスティングに固定することで位置決めを行い、供試模型とは直接接触しない方法を取り、三分力天秤の出力に干渉しないようにした。

なお、噴射位置による干渉の影響を調べるために、スティング上の取付けネジ穴を用い、ノズル取付け位置を変え

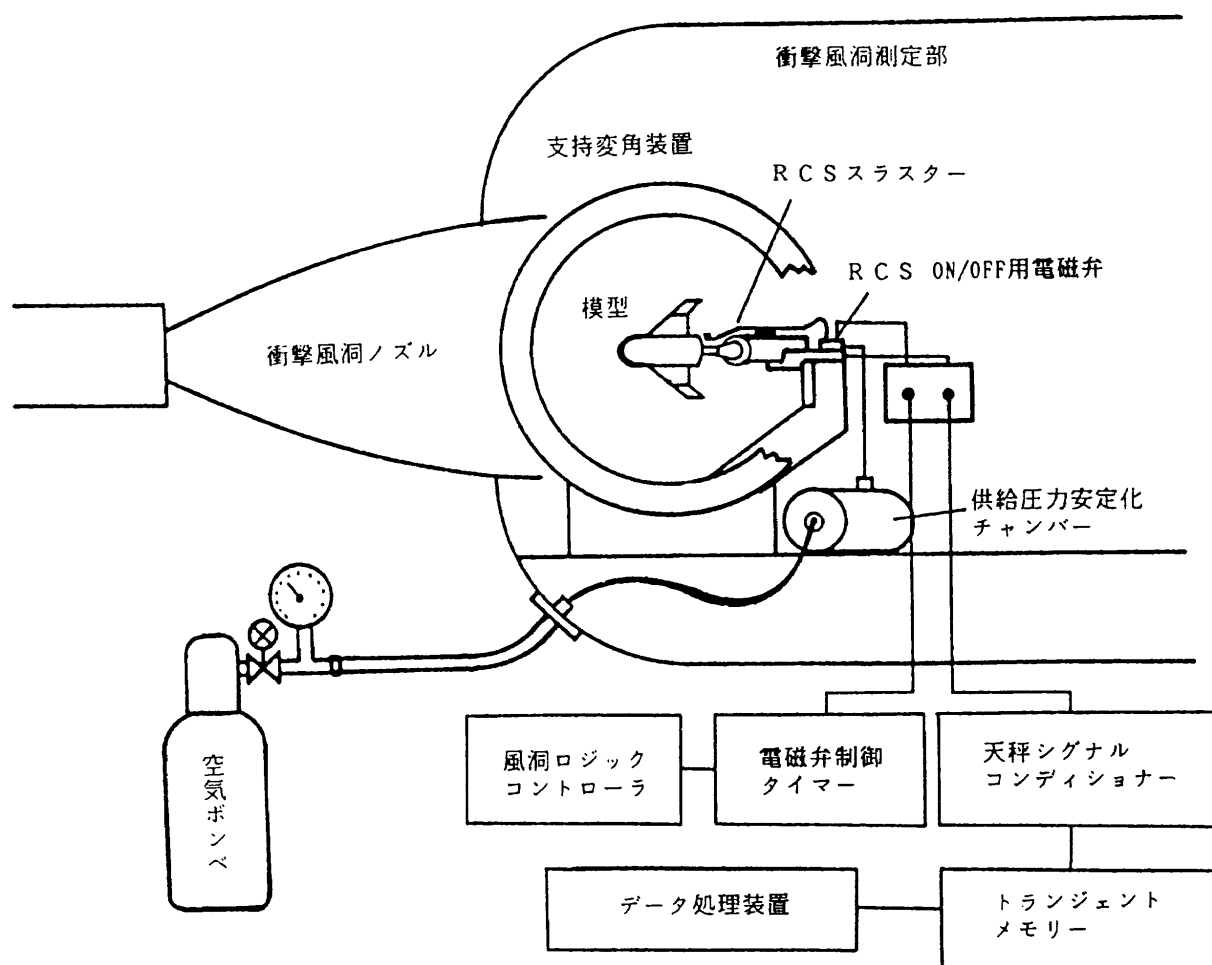


図15 試験装置の概要図

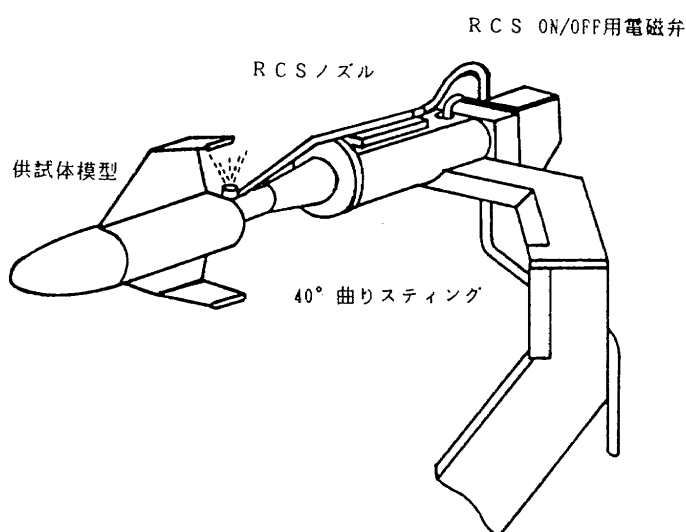
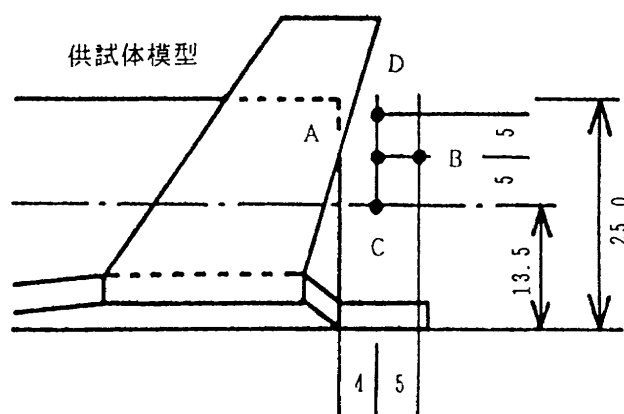


図16 供試体及びRCS装置の取付状況


 図18 供スラスタノズル取付位置
(ノズル中心位置、単位：mm)

られるようにした。機体とRCSノズル取付けの位置関係は図18に示した。RCSノズルのノミナル位置を、供試模型中心線より5mm上方、供試模型後端から4mm後方として、これを取付位置Aとした。この位置から5mm後方の位置を取付位置B、ノミナル位置から5mm下方の位置を取付位置C、ノミナル位置から5mm上方の位置を取付位置Dとした。

4.2 供試模型の概要

図19は試験に用いた供試模型の概要である。全長150mm、全幅69mm、後退角60°のティップフィン付デルタ翼形態を有する宇宙往還機を想定した模型で、微小な干渉力を測定するために極力軽量化に努め、天秤取付部のみをアルミ製とし、その他の部分は木製で重量は29gである。

なお、ティップフィンの効果を調べるためにティップフィン付の主翼とティップフィン無し的主翼の2種類を用意した。本模型のデータ処理基準を表4に示す。

4.3 試験内容

今回行った試験の内容としては、

- (1) 機体の基本空力特性を得るために縦三分力試験を $\alpha = 0 \sim 50^\circ$ の迎角範囲で行った。
- (2) ティップフィンへのガスジェットの衝突効果を調べるため、無風時のガスジェット干渉特性試験を

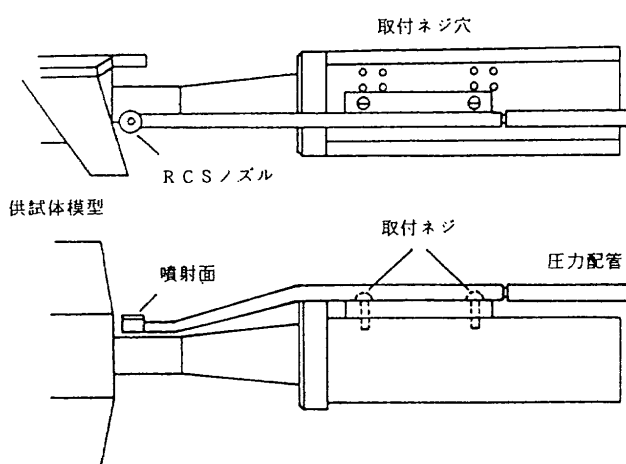


図17 供スラスタノズル取付位置設定部

表4 供試体模型データ処理基準

	供試体模型	備考
主翼面積 S_{ref}	$3.692 \times 10^{-3} \text{ m}^2$	ティップフィンを含まず
平均空力翼弦長 \bar{c}	$6.194 \times 10^{-2} \text{ m}$	ティップフィンを含まず
翼幅 b	$6.9 \times 10^{-2} \text{ m}$	ティップフィンを含まず
モーメント基準点 X	$6.14 \times 10^{-2} \text{ m}$	胴体先端から
Y	0	胴体中心
Z	$1.35 \times 10^{-2} \text{ m}$	胴体底面最低位置から

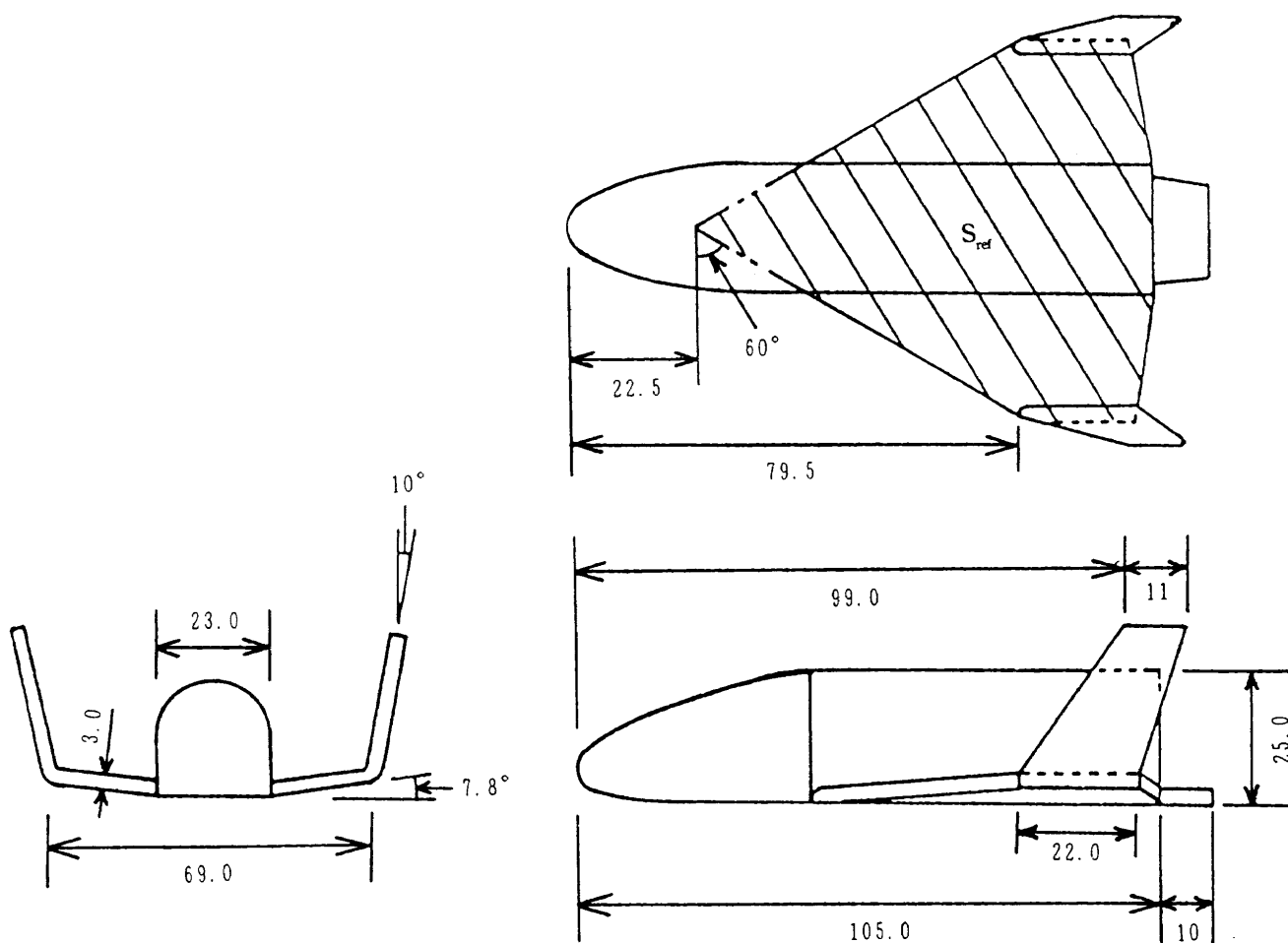


図19 供試体模型概念図 (単位: mm)

スラスタノズル取付位置を図18に示すA～Dの位置に変化させて行った。また、取付位置Aにおいてティップフィン有無の効果を調べた。

- (3) ガスジェットと気流の干渉およびスラスタの取付けに伴う影響を調べるため、通風時の空力干渉特性試験を迎角 40° 形態においてスラスタノズル取付位置をA～Dに変化させてジェット・オン、ジェット・オフの状態、取付位置Aにおけるティップフィン有無のそれぞれの形態、およびスラスタノズルを取除いた状態で行った。
- (4) R C Sノズルから噴射されるジェットおよび干渉流れ場のシュリーレン観察を行った。

以上の4項目である。

なお、前述したように計測に用いたのは三分力天秤であるため、(2)および(3)の試験は供試体への天秤取付け角度を 90° 回転させて、横力、ヨーイングモーメントの計測を行った。

また、空力干渉による横力、ヨーイングモーメントの変

化は非常に小さい上、迎角が 40° と比較的大きな状態における試験であるため、天秤干渉の影響が問題となる事が考えられた。このため、(1)の縦三分力試験の迎角 40° において計測された軸力、垂直力、ピッチングモーメントのデータを用いて、(3)の通風時の空力干渉特性試験における天秤干渉補正を行い精度の確保に努めた。

4.4 供試体の基本空力特性

供試体模型の基本空力特性として迎角を変化させた場合の縦三分力試験の計測例を図20に示した。風洞淀み点圧力が3段階に圧縮されて安定した後、第2急速開閉弁を開き気流を成立させている。軸力、垂直力、ピッチングモーメントの各天秤出力は風洞淀み点圧力の変動に対応して若干の変動を示すが、立上がり後の安定した40msec間を計測時間としてデータ処理を行った。図21に試験風景写真を示す。

縦三分力試験結果の例として図22に迎角変化に対する軸力係数を示す。レイノルズ数の変化に対して軸力係数にお

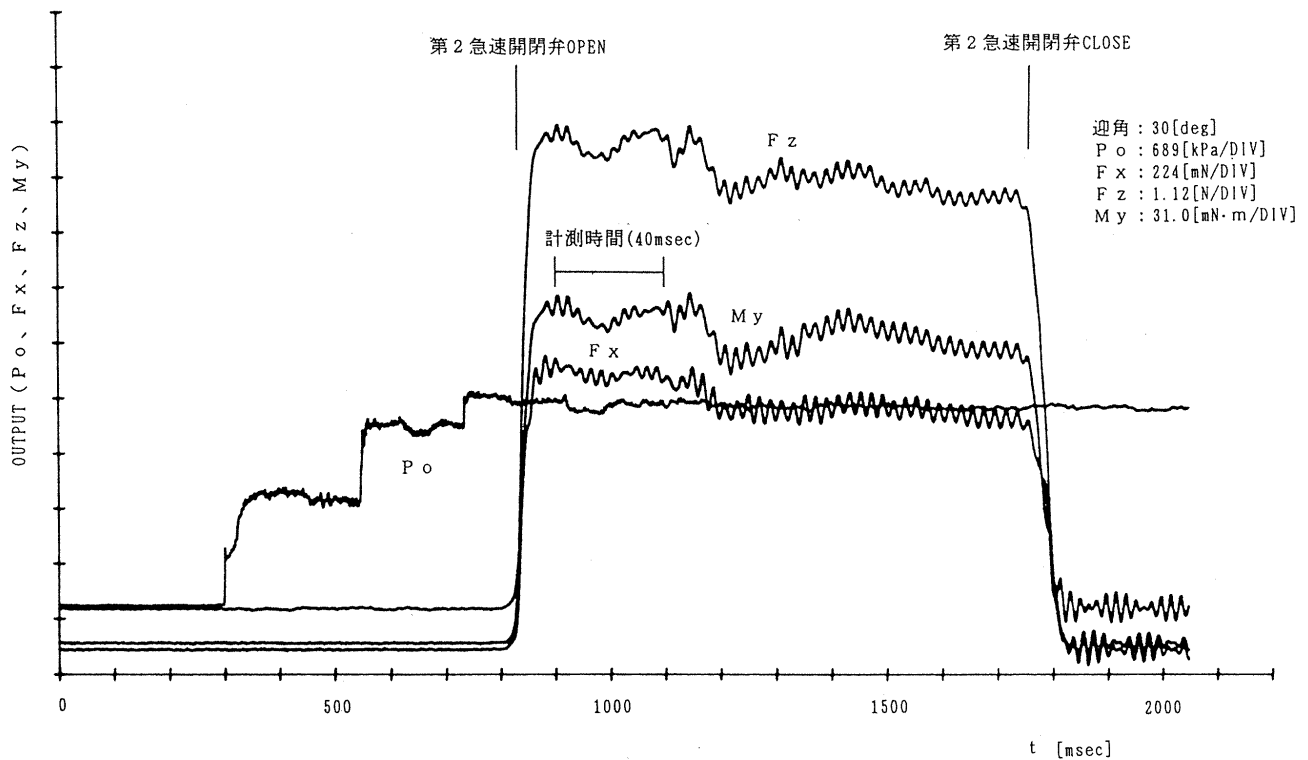


図20 縦3分力試験計測例

よはす粘性効果が顕著に現れている。なお、本試験条件に対する粘性干渉パラメータ $\bar{V}_\infty (=M_\infty (C_\infty / Re_\infty)^{1/2})$ の値はそれぞれ、○: 0.056、△: 0.040、□: 0.028である。また、図23に同じく迎角変化に対する垂直力係数およびピッチングモーメント係数を示す。垂直力係数はレイノルズ数の変化に対する影響をほとんど受けない。従って結果的に粘性干渉パラメータの増大に伴い、揚抗比は減少する事となる。

4.5 無風時のガスジェット干渉力

第24図に無風時のガスジェット干渉特性試験の計測例を示す。スラスタチャンバー圧力1.08MPaのケースで、RCSスラスタ駆動用高速電磁弁の開閉特性の影響により

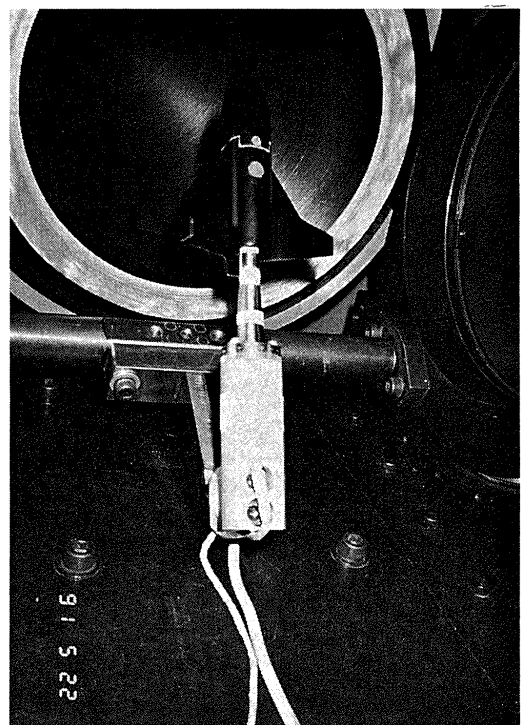
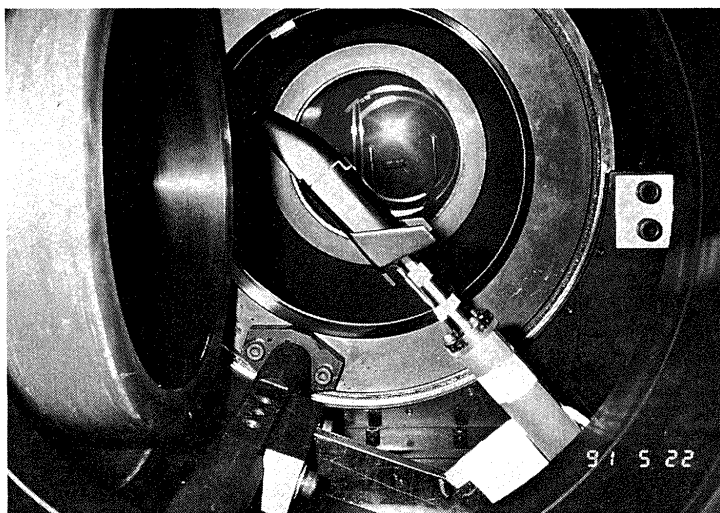


図21 縦3分力試験風景写真

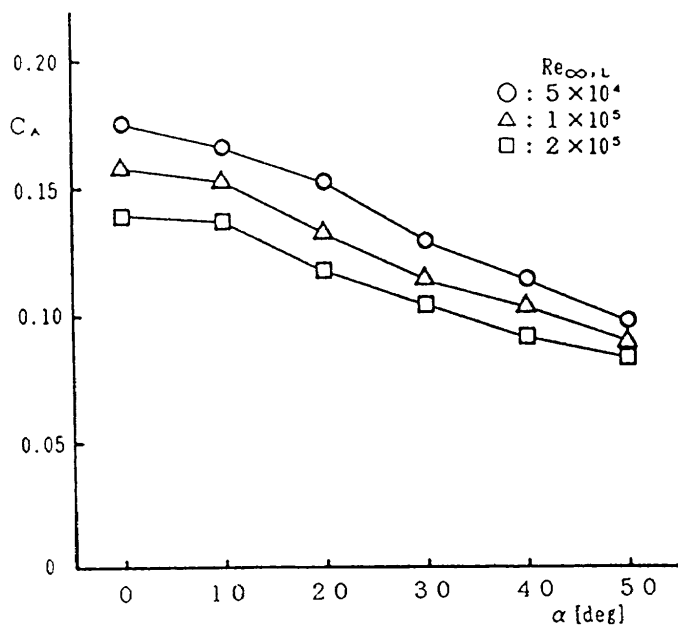


図22 迎角による軸力係数の変化

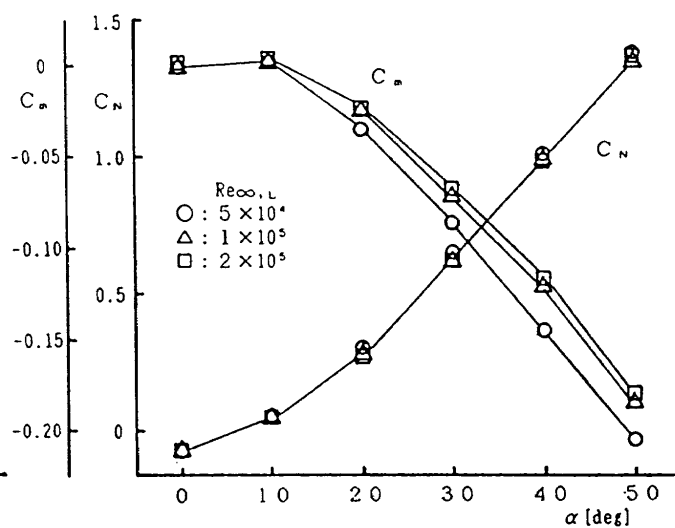


図23 迎角による垂直力係数およびピッチングモーメント係数の変化

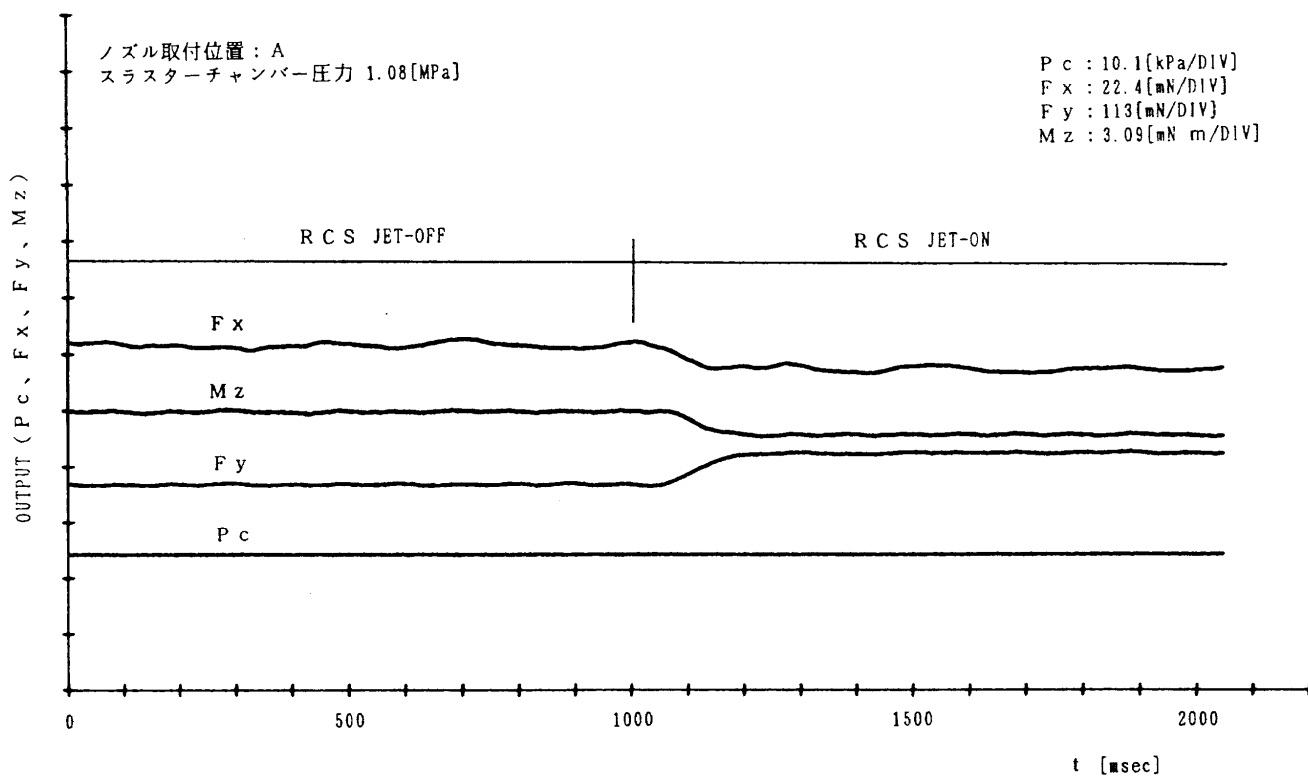


図24 無風時干渉特性計測例

推力の立上がりに30msec程度を要しているが、同時に測定しているスラスターチャンバー圧力は噴射開始の前後で全く変動が無いのが分かる。

無風時のガスジェット干渉特性試験結果として、図25

に横方向干渉力のスラスターチャンバー圧力に対する変化をノズル取付け位置をパラメータとして示す。この場合、干渉に基づく横力 ΔF_y はスラスターの位置によって異なるが、その値はスラスターの推力 F_j にはほぼ比例し、その

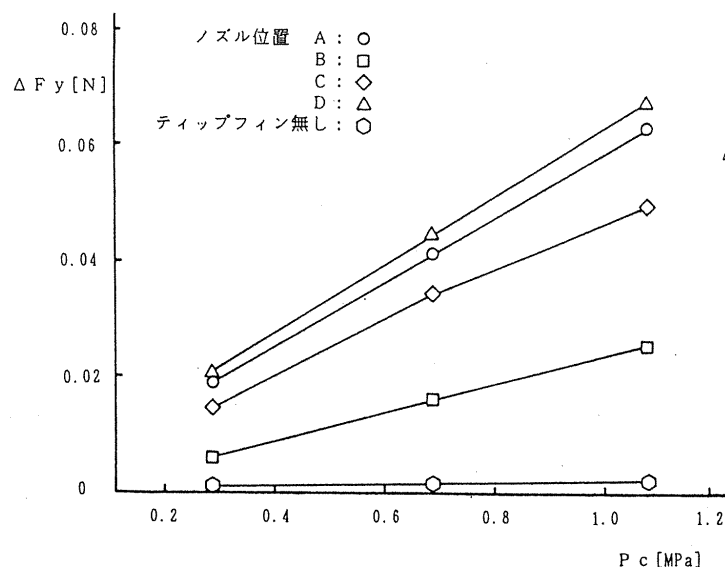


図25 無風時の横方向干渉力

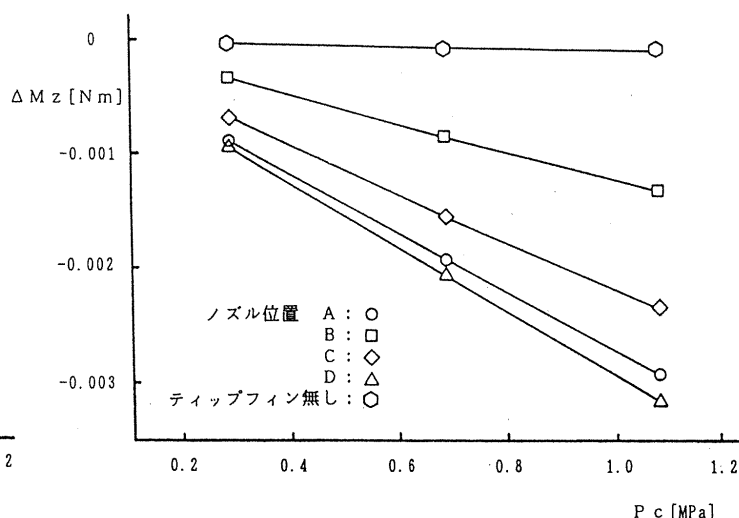
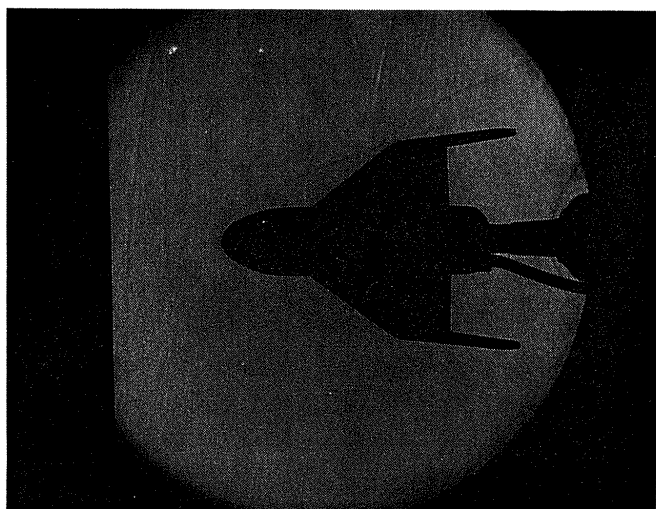


図26 無風時のヨーイングモーメント干渉力



ティップイン形態



ティップインが無い形態

図27 シュリーレン観測写真

10～35%に達している。また、同じくヨーイングモーメント干渉力のスラスターチャンバー圧力に対する変化をノズル取付け位置をパラメータとして図26に示す。本試験結果はティップフィン形態の宇宙機においては、軌道上のRCS運用に対して、スラスターの取付位置が重要な要素となることを示している。

4.6 通風時のガスジェット干渉力

図27は通風時のシュリーレン観測写真である。スラスターチャンバー圧力1.08MPa、スラスターノズル位置A、風洞淀み点圧力2.53MPaの試験条件で、それぞれティップフィンの有り、無しの場合を示しているが、いずれの場合で

もスラスターノズルから噴出したジェットによる衝撃波が観察できる。

図28に通風時のガスジェット干渉特性試験の計測例を示す。スラスターチャンバー圧力0.69MPa、スラスターノズル位置A、風洞淀み点圧力1.31MPa、ティップフィン形態の試験条件で、風洞淀み点圧力立上がり後20msecでスラスターのジェットの噴射を始め、それに伴う横力、ヨーイングモーメントが発生している。さらに第2急速開閉弁を開いて気流を成立させると横力、ヨーイングモーメントは振動を含みながら大きく変移する。図29に試験風景写真を示す。

図30、31は通風時の試験結果の一例で、相関パラメータ

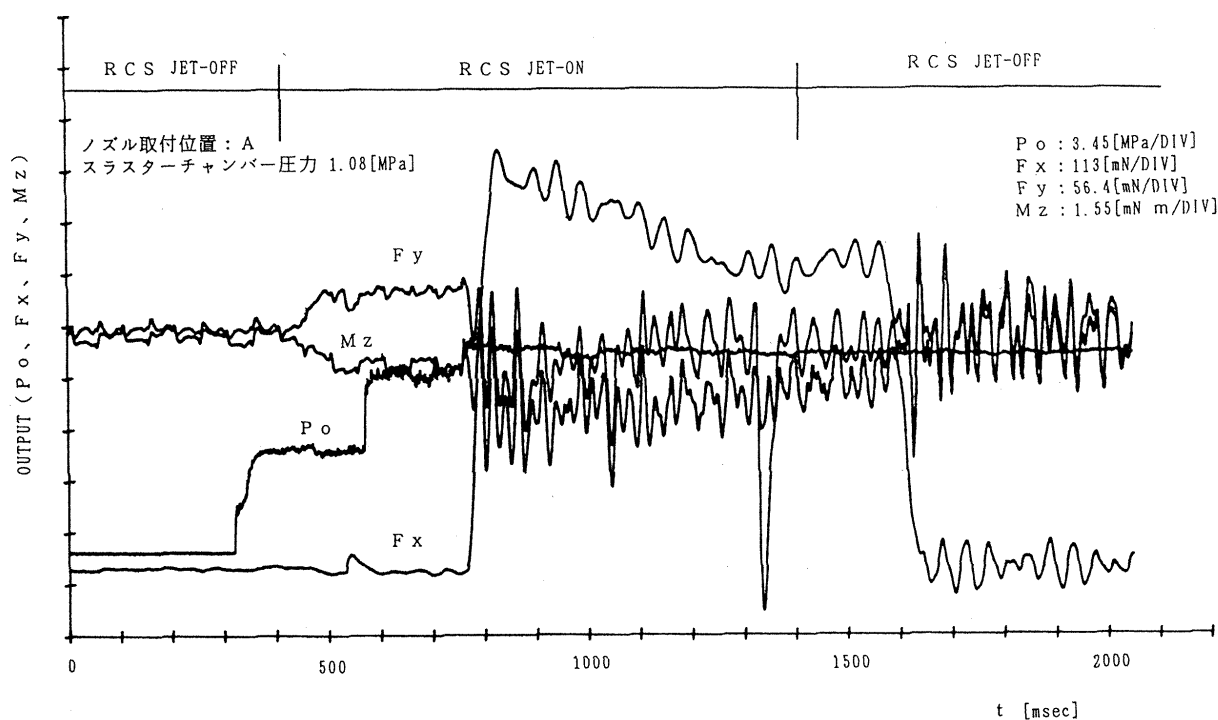


図28 通風時干渉特性計測例

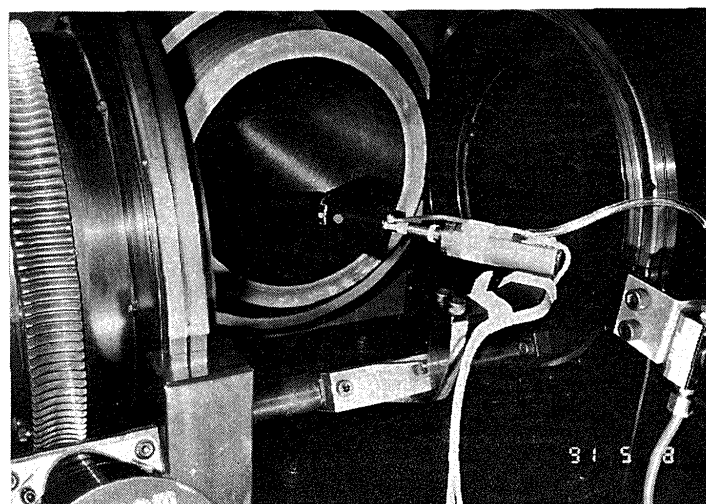
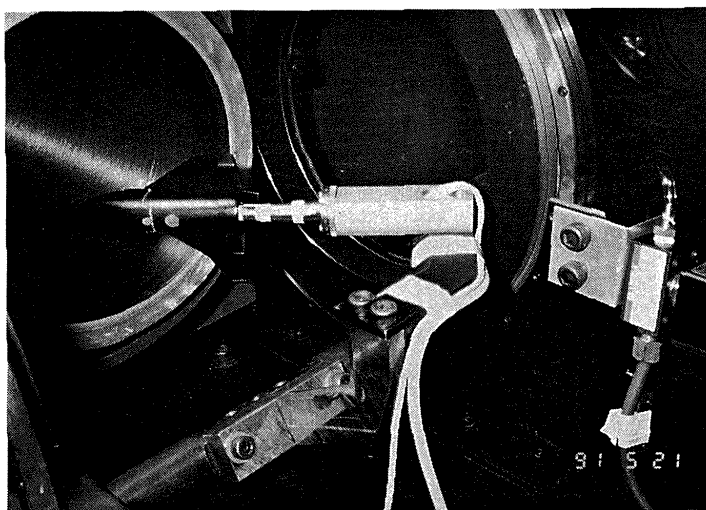


図29 ガスジェット干渉特性試験風景

の変化に対して、スラスタ位置Aで得られた干渉に基づく横力係数の変化 ΔC_y およびヨーイングモーメント係数の変化 ΔC_n をスペースシャトルの場合⁵⁾と比較して示した。

横力係数の変化では関連パラメータ \dot{m}_j/\dot{m}_∞ の値が約0.04を境にして ΔC_y の値が急激に大きくなっており、この現象はスペースシャトルの場合と定性的には一致している。ティップフィンが無い形態ではその干渉力はスペースシャトルの場合と同様にRCSの推力を増幅する方向に作用するが、その大きさはスペースシャトルの場合の1/3～1/4程度である。干渉力の大きさはスラスタノズルと主翼との相対的な位置関係が大きな要素となると考えられるが、今回の試験では通風時試験におけるスラスタノズル位置変更効果のデータが不足していたため充分な検討が出来なかった。

ティップフィンを有する形態では干渉力は推力を相殺する方向に作用し、ティップフィンが無い形態の場合の2～3倍となっている。ティップフィンを有する形態での最大の干渉力はRCSスラスタ推力の約22%に相当し、主翼後縁から大きく後方へ張り出しているティップフィンに対するジェットの影響がかなり大きい事を示している。

ヨーイングモーメント係数についても関連パラメータ \dot{m}_j/\dot{m}_∞ の値が約0.02程度から ΔC_n の値が有意義な変化を示しており、横力係数と同様にスペースシャトルの場合と定性的に一致し、ティップフィンが無い形態における干渉によるモーメントはRCSの推力によ

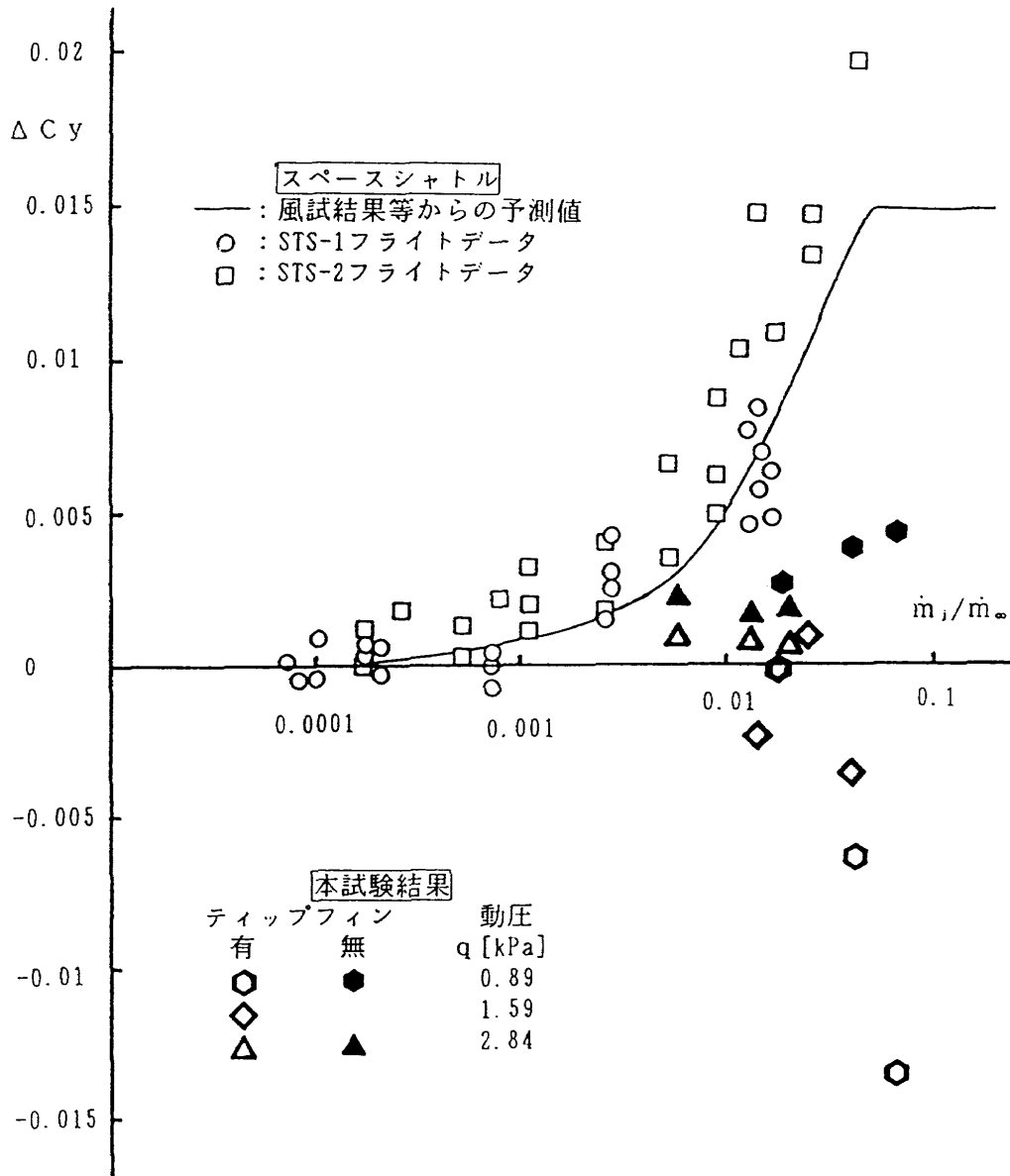


図30 再突入時のガスジェット干渉特性（横力）

り発生するモーメントを増幅する方向に作用する。

また、ティップフィン有する形態では干渉によるモーメントは推力によるモーメントを相殺する方向に作用するが、このモーメントの絶対値は最大でティップフィンが無い形態の場合の干渉によるモーメントの10倍以上に達する場合もあり、ティップフィン形態の宇宙往還機のRCSの設計、運用に対しては、詳細な試験を行うなどの十分な配慮が必要になる。

5. 結 論

NAL衝撃風洞を用いてRCSガスジェット干渉試験を行うため、スロート径0.4mm、出口径1.8mm、ノズル開き角

12°の超小型スラスタノズルの試作と、高速電磁弁およびデジタルプリセットカウンター等を用いたRCSジェット・オン/オフ装置の試作を試みた。また、このRCSスラスタの推力を衝撃風洞用三分力天秤を用いて計測し、配管干渉補正を行って校正した。その結果、製作可能限界と考えられる超小型スラスタではあるが、ほぼ設計通りの推力を発生し、実用に供しうることを確認した。

これらのRCS装置を用いて行った一連の試験により、単一のマッハ数でも風洞淀み点圧力とスラスタチャンバ一圧力の組合せにより、広い範囲にわたる運動量比 Φ_j/Φ_∞ 、質量流量比 \dot{m}_j/\dot{m}_∞ の試験が可能であり、NAL衝撃風洞において姿勢制御用ガスジェットと、機体周りの極超音速流れ場との空力干渉を伴う空力特性データの取得が

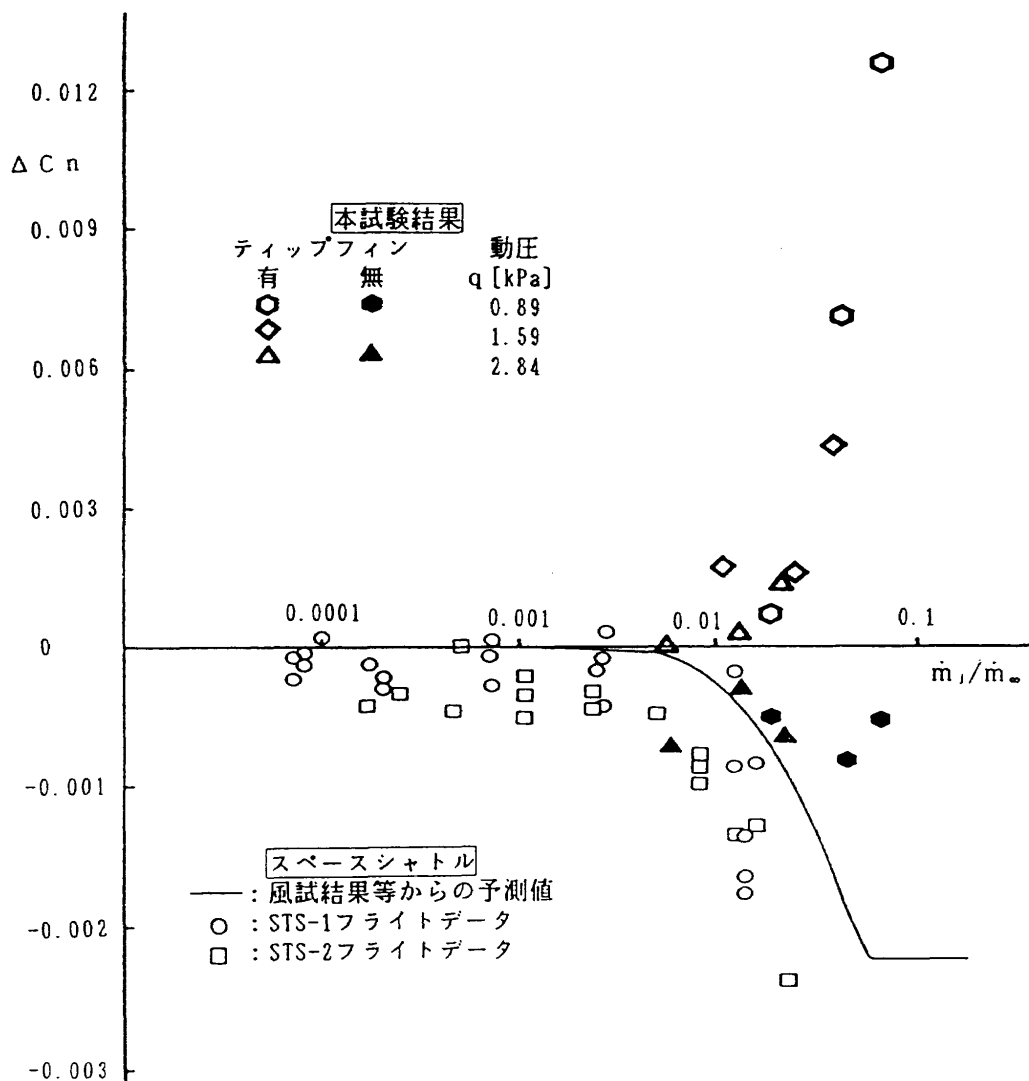


図31 再突入時のガスジェット干渉特性（ヨーイングモーメント）

可能であることが確認できた。

同時に無風時の試験結果ではスラスターの取付け位置によっては推力を相殺する方向に干渉力が発生し、RCSの軌道上における運用に対してスラスターの取付け位置が重要な要素となり、また通風時の試験からもRCSスラスターの推力を相殺する方向にかなり大きな干渉力が作用するという、ティップフィン付デルタ翼形態の基本的な空力干渉特性を得た。これらの結果は今後の研究に有益な知見を与えたものと考ええる。

本試験では三分力天秤を用いているため、ローリングモーメントに関するデータが得られていない。六分力試験を行うことにより更に種々のデータを取得することは今後の課題である。

また、より実機に近い形状での空力干渉データの取得には、RCSポッド、スラスターフェアリング等、RCSスラスター周りの形状を合わせた試験が必要なほか、迎角をパラメータとしたデータの取得も必要となる。

なお、本研究は航空宇宙技術研究所と富士重工業株式会

社との共同研究として進められたものであり、試験データ等の詳細は文献(2)の共同研究成果報告書に集約されている。

参考文献

- 1) Rausch, J. R. and Roberts, B. B. : Reaction Control System Plume Flow Field Interaction Effects on the Space Shuttle Orbiter, AIAA Paper No.74-1104, 1974
- 2) NAL/FHI共同研究成果報告書：衝撃風洞を用いた宇宙機のRCS空力干渉に関する研究, 1992.6
- 3) Pindzola, M. : Jet Simulation in Ground Test Facilities, AGARDograph 79, Nov.1963
- 4) 曾我國男、井上安敏、山崎 喬：大型衝撃風洞の新運転手法, 航技研報告 TR-765, 1983.6
- 5) Kanipe D. B. : Plume/Flowfield Jet Interaction Effects on the Space Shuttle Orbiter during Entry, J. SPACECRAFT, Vol.20, No.4, Jul. - Aug. pp.351-355

付録 1 実機スラスタノズルの検討

想定する宇宙往還機で使用されるRCS用400N級スラスタの仕様をスペースシャトル等のデータから表3のように推定し、その性能を推算する。

ヒドラジンの比熱比を $\gamma = 1.22^{(1)}$ とし、ヒドラジンの熱分解後に生成されるアンモニアの分解率を60%と仮定すると、ガス状態の平均分子量は約13 g/molとなり、ヒドラジンの気体定数を $640 \text{ m}^2/\text{sec}^2\text{K}$ とする。想定した仕様は、スロート直径17.9mm、ノズル出口直径150mm、スラスタチャンバー圧力 $P_c = 0.88 \text{ MPa}$ 、スラスタチャンバー温度 $T_c = 1200 \text{ K}$ 、であるので

$$(A_E/A_T)^2 = \frac{1}{M_E^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_E^2 \right) \right] \quad (1)$$

より、ノズル出口マッハ数は $M_E = 4.78$ となる。ここで A_E はノズル出口断面積、 A_T はスロート断面積を表わす。スロート流量は、等エントロピー流れを仮定してスロートで $M_T = 1$ と考えると

$$G_T = \rho_T \cdot V_T \cdot A_T \\ = g \cdot A_T \cdot M_T \cdot P_0 \cdot \left[\frac{\gamma}{R_0 T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_T^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right] \quad (2)$$

よりスロート流量は $G_T = 0.165 \text{ kg/sec}$ となり、

$$T_0/T_E = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_E^2 \quad (3)$$

より $T_E = 342 \text{ K}$ 、また

$$a_E = (\gamma \cdot R \cdot T_E)^{1/2} \quad (4)$$

よりノズル出口音速は $a_E = 517 \text{ m/sec}$ 、ノズル出口速度は

$$V_E = a_E \cdot M_E = 2417 \text{ m/sec}$$

これより400Nスラスタの運動推力は

$$F_m = G_T \cdot V_E = 408 \text{ N} \quad (5)$$

となる。また圧力推力は今回の風洞試験のマッハ数から、想定する宇宙往還機がマッハ数10付近で飛行するスケジュール高度である54,000mの大気圧から $P_\infty = 47.8 \text{ Pa}$ を用いて

$$F_p = (P_E - P_\infty) \cdot A_E \\ = \left[\frac{P_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_E^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} - P_\infty \right] \cdot A_E \quad (6) \\ = 13.8 \text{ N}$$

となり、全スラストは

$$F_t = F_m + F_p = 422 \text{ N}$$

となる。

付録 2 供試体スラスタノズルの検討

衝撃風洞試験用供試体は想定する宇宙往還機の1.2%スケールであり、スロート直径はそのままスケールダウンすると0.215mmとなるが、現在製作可能な最小スロート直径は0.4mmが限度である。また、作動機体を空気($\gamma = 1.4$)として、ノズル出口マッハ数を実機の400Nスラスタに合わせると、ノズル出口直径は1.83mmとなる。なお、工作精度の問題からノズル形状はコニカルノズルとする。以上のことから、本風洞試験で用いるRCSスラスタノズルはスロート直径を0.4mm、ノズル出口直径1.8mm、ノズル開き角を 12° と設定しその性能を計算する。

- ・スロート断面積 $A_T = 1.26 \times 10^{-7} \text{ m}^2$
- ・ノズル出口断面積 $A_E = 2.55 \times 10^{-6} \text{ m}^2$
- ・チャンバー圧力 $P_c = 0.98 \text{ MPa}$
- ・チャンバー温度 $T_c = 293 \text{ K}$
- ・比熱比 $\gamma = 1.4$
- ・気体定数 $R = 287 \text{ m}^2/\text{sec}^2\text{K}$

以上の設定値および(1)式よりノズル出口マッハ数は $M_E = 4.74$ 、スロート流量は等エントロピー流れを仮定してスロートで $M_T = 1$ と考えると(2)式より $G_T = 2.91 \times 10^{-4} \text{ kg/sec}$ となり、(3)式より $T_E = 53.3 \text{ K}$ 、(4)式よりノズル出口音速は $a_E = 146 \text{ m/sec}$ 、ノズル出口速度は $V_E = 694 \text{ m/sec}$ となり、これより本風洞試験で用いるRCSスラスタの運動推力は(5)式より $F_m = 0.202 \text{ N}$ となる。

また、圧力推力は衝撃風洞の高圧室初期設定設定圧力を 3.92 MPa で運転した場合の風洞淀み点圧力 $P_0 = 2.53 \text{ MPa}$ 、一様流静圧 $P_\infty = 34.3 \text{ Pa}$ を用いて(6)式より $F_p = 6.33 \times 10^{-3} \text{ N}$ となり、したがって全スラストは

$$F_t = F_m + F_p = 0.208 \text{ N}$$

となる。

付録 3 運動量比(momentum ratio)の比較

先に述べた通り運動量比は以下のように定義される。運動量：

$$\Phi = \dot{m} \cdot V = \rho \cdot A \cdot V^2 = \rho \cdot A \cdot \frac{\gamma P}{\rho} M^2 = P \cdot \gamma \cdot A \cdot M^2$$

運動量比：

$$\Phi_j / \Phi_\infty = \frac{P_j \cdot \gamma_j \cdot A_j \cdot M_j^2}{P_\infty \cdot \gamma_\infty \cdot A_\infty \cdot M_\infty^2} \quad (7)$$

添字 j は RCS スラスターノズル出口におけるジェットに関する値を表わし、添字 ∞ は一様流に関する値を表わし、それぞれ次の通りである。

- ・ P_j : ノズル出口静圧
- ・ γ_j : スラスター推進剤ガス比熱比
- ・ A_j : ノズル出口面積
- ・ M_j : ノズル出口マッハ数
- ・ P_∞ : 一様流静圧
- ・ γ_∞ : 一様流比熱比
- ・ A_∞ : 基準面積 (S_{ref})
- ・ M_∞ : 一様流マッハ数

○想定する宇宙往還機の運動量比の計算

計算条件は $\gamma_j = 1.22$ (N_2H_4)、 $A_j = 1.77 \times 10^{-2} m^2$ 、 $M_j = 4.78$ で、 $P_c = 0.88 MPa$ から

$$P_j = \frac{P_c}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_j^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (8)$$

$$= 0.83 kPa$$

そして、 $\gamma_\infty = 1.4$ (空気)、 $A_\infty = 37.9 m^2$ (想定する宇宙往還機の主翼面積) とスケジュール高度 54,000 m における、 $M_\infty = 10.23$ 、 $P_\infty = 47.8 Pa$ を用いて (7) 式から、

$$\Phi_j / \Phi_\infty = 1.54 \times 10^{-3}$$

横方向制御用 RCS スラスターは 2 基同時に使用することを想定しているので運動量比は

$$\Phi_j / \Phi_\infty = 3.08 \times 10^{-3}$$

となる。

○供試体模型の運動量比の計算

計算条件は $\gamma_j = 1.4$ 、 $A_j = 2.55 \times 10^{-2} m^2$ 、 $M_j = 4.74$ で、 $P_j = 0.98 MPa$ から (8) 式より $P_j = 2.52 kPa$ 、 $\gamma_\infty = 1.4$ 、 $A_\infty = 3.69 \times 10^{-3} m^2$ (供試体模型基準面積)、そして衝撃風洞の風洞淀み点圧力 2.53 MPa の運転条件より、 $M_\infty = 10.8$ 、 $P_\infty = 34.3 Pa$ を用いて (7) 式から、

$$\Phi_j / \Phi_\infty = 9.60 \times 10^{-3}$$

想定する宇宙機と供試体の模型の運動量比を比べると供試体模型の値が大きいが、スラスターノズルチャンバー圧力 P_c を下げるにより合わせることができる。

付録 4 質量流量比(mass flow rate ratio)の比較

質量流量比は以下のように定義される。

質量流量：

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot V = P \cdot M \cdot A \cdot \left(\frac{\gamma}{R \cdot T}\right)^{1/2}$$

質量流量比：

$$\dot{m}_j / \dot{m}_\infty = \left[\frac{P_j^2 \cdot \gamma_j \cdot M_j^2 \cdot A_j^2 \cdot (R \cdot T)_\infty}{P_\infty^2 \cdot \gamma_\infty \cdot M_\infty^2 \cdot A_\infty^2 \cdot (R \cdot T)_j} \right]^{1/2} \quad (9)$$

- ・ R_j : スラスター推進剤ガス定数
- ・ T_j : スラスターノズル出口静温度
- ・ R_∞ : 一様流ガス定数
- ・ T_∞ : 一様流静温度

○想定する宇宙機の質量流量比の計算

計算条件は、 $\gamma_j = 1.22$ 、 $A_j = 1.77 \times 10^{-2} m^2$ 、 $M_j = 4.78$ で $P_c = 0.88 MPa$ から (8) 式を用いて、 $P_j = 0.83 kPa$ 、また $T_c = 1200 K$ から、

$$T_j = \frac{T_c}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_j^2\right)} = 342 K \quad (10)$$

そして、 $R_j = 640 m^2 / sec^2 K$ 、 $\gamma_\infty = 1.4$ 、 $A_\infty = 37.9 m^2$ 、 $R_\infty = 287 m^2 / sec^2 K$ 、およびスケジュール高度 54,000 m における、 $M_\infty = 10.23$ 、 $P_\infty = 47.8 Pa$ 、 $T_\infty = 263 K$ から (9) 式を用いて、

$$\dot{m}_j / \dot{m}_\infty = 2.08 \times 10^{-3}$$

RCS スラスターは 2 基同時に使用することを想定しているので質量流量比は

$$\dot{m}_j / \dot{m}_\infty = 4.16 \times 10^{-3}$$

となる。

○供試体スラスターの質量流量比の計算

計算条件は $\gamma = 1.4$ 、 $A_j = 2.55 \times 10^{-2} m^2$ 、 $M_j = 4.74$ で $P_c = 0.98 MPa$ から (8) 式を用いて $P_j = 2.52 kPa$ 、 $T_c = 293 K$ から、(10) 式を用いて $T_j = 53.4 K$ 、 $R_j = 287 m^2 / sec^2 K$ 、 $M_\infty = 10.8$ 、 $\gamma_\infty = 1.4$ 、 $A_\infty = 3.69 \times 10^{-3} m^2$ 、 $R_\infty = 287 m^2 / sec^2 K$ 、 $P_\infty = 34.3 Pa$ 、また風洞淀み点温度 $T_0 = 950 K$ より

$$T_\infty = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_j^2\right)} = 39.1 K$$

以上の条件で (9) 式を用いて計算すると

$$\dot{m}_j / \dot{m}_\infty = 1.87 \times 10^{-2}$$

となる。

航空宇宙技術研究所報告 1219号

平成5年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹 (0422) 47-5911 (大代表) ㊎182
印刷所 株式会社 セイコー社
東京都調布市西つつじヶ丘1丁目5番地15

Printed in Japan