

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-714

## マッハ5におけるティップフィン形態の RCSジェット干渉圧力試験

永井 伸治・穂積 弘一・吉沢 昭  
原 亘利・石田 清道・藤井 啓介

1997年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# マッハ5におけるティップフィン形態の RCS ジェット干渉圧力試験

永井 伸治\*<sup>1</sup> 穂積 弘一\*<sup>1</sup> 吉沢 昭\*<sup>1</sup>  
原 亘利\*<sup>1</sup> 石田 清道\*<sup>1</sup> 藤井 啓介\*<sup>1</sup>

## A Pressure Test of RCS Jet Interference at a Mach Number of 5 for a Tip Fin Configuration

Shinji NAGAI\*<sup>1</sup>, Koichi HOZUMI\*<sup>1</sup>, Akira YOSHIKAWA\*<sup>1</sup>,  
Nobutoshi HARA\*<sup>1</sup>, Kiyomichi ISHIDA\*<sup>1</sup> and Keisuke FUJII\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

Aerodynamic interference induced by a reaction control system (RCS) jet was investigated for a tip fin configuration at a Mach number of 5. Surface pressure distributions and oil-flow photographs were obtained using cold gas simulation techniques with yaw jet scaled nozzles in the NAL  $\phi$  50 cm hypersonic wind tunnel. It was found that the interference flow field changed as angles of attack and jet parameters changed. Pressure summation results showed that induced yawing moments became comparable to rudder effectiveness. Aerodynamic interference forces were correlated with momentum ratio as the angle of attack and the specific heat ratio of the jet changed.

**Keywords:** hypersonic flow, reaction control system, jet interference, tip fin

### 概 要

RCS (Reaction Control System) ガスジェット干渉圧力試験を出口径  $\phi$  50 cm の航技研極超音速風洞で行った。ティップフィンを持つ HOPE b 形状 1.2% 模型を使用し、常温の乾燥空気及びアルゴンを用いてヨージェットを模擬した。主流マッハ数は 5.05、試験迎角は  $16^\circ$ 、 $23^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $33^\circ$  である。機体表面圧力分布を測定し、油膜法による流れの可視化を行った。低迎角ではジェットノズル付近で胴体周りの流れの剥離がみられ、高迎角ではジェットプルームがティップフィンを含む翼面上に直接影響を及ぼすことが解った。圧力積分結果より、ヨー方向の干渉モーメントがラダー効きに匹敵すること、また迎角、ジェット比熱比が異なっても、動圧比に面積比を乗じた運動量比で干渉力の相関が取れることが解った。

### 記 号

		c	: 模型平均空力翼弦長 (89.7 mm), m
		CD	: 抗力係数 (= $D / qSW$ )
$A_j$	: ジェットノズル出口面積, $m^2$	CL	: 揚力係数 (= $L / qSW$ )
b	: 模型スパン (120.4 mm), m	CI	: ローリングモーメント係数 (機体軸) (=

\* 平成9年2月25日受付 (received 25 February 1997)

\*<sup>1</sup> 空気力学部 (Aerodynamics Division)

	Mx/qSwb)
$\Delta C_{l_j}$	: ロール方向の干渉モーメント係数 ( = $C_{l_{jet}}$ 有 - $C_{l_{jet}}$ 推力 - $C_{l_{jet}}$ 無 )
$C_m$	: ピッチングモーメント係数 ( = $M_y/qSwc$ )
$C_n$	: ヨーイングモーメント係数 ( 機体軸 ) ( = $M_z/qSwb$ )
$\Delta C_{n_j}$	: ヨー方向の干渉モーメント係数 ( = $C_{n_{jet}}$ 有 - $C_{n_{jet}}$ 推力 - $C_{n_{jet}}$ 無 )
$C_p$	: 圧力係数 ( = $(P - P_\infty) / q$ )
$\Delta C_{p_j}$	: 干渉圧力係数 ( = $C_{p_{jet}}$ 有 - $C_{p_{jet}}$ 無 )
$C_Y$	: 横力係数 ( = $F_Y/qSw$ )
$\Delta C_{Y_j}$	: 横方向の干渉力係数 ( = $C_{Y_{jet}}$ 有 - $C_{Y_{jet}}$ 推力 - $C_{Y_{jet}}$ 無 )
$D$	: 抗力, N
$F_Y$	: 横力, N
$L$	: 揚力, N
$M$	: マッハ数
$M_x, M_y, M_z$	: 機体軸周りの空力モーメント ( 右ねじ方向: 正 ), N · m
$m^*$	: 質量流量比, 式(2)
$P_0$	: 澱み点圧力, Pa
$P$	: 圧力, Pa
$q$	: 主流動圧, Pa
$R$	: 気体定数, J / ( kg · K )
$Re$	: 模型全長基準のレイノルズ数
$Sw$	: 主翼面積 ( 実機: 70 m <sup>2</sup> ), m <sup>2</sup>
$T_0$	: 澱み点温度, K
$T$	: 静温度, K
$u$	: 流速, m/s
$V_e$	: 地球相対速度, m/s
$\alpha$	: 迎角, deg
$\gamma$	: 比熱比
$\rho$	: 密度, Kg/m <sup>3</sup>
$\phi$	: 運動量比, 式(1)

### 下添え字

$\infty$	: 主流
$j$	: ジェット

## 1. まえがき

往還機が大気圏に高迎角を取って再突入する際、極超音速領域から超音速領域にわたって機体背面の垂直尾翼の効きが悪くなる。そのため横方向にガスジェットを噴射してヨー方向の制御を行う (RCS; Reaction Control System)。スペースシャトルにおいても空力的特徴の一つとして挙げられている<sup>1)</sup>。

我が国で開発が進められている無人往還機 HOPE においても RCS の搭載が予定されている。しかし HOPE で採用が予定されているティップフィン形態については、設計の指針となる実験データ及び風洞試験の実績も少ないのが現状である。

ジェットノズルの位置は重心からのモーメントのアーム長を稼ぐため、機体周りの流れ場に対する影響を最小限にとどめるため尾部に置かれる。それでもジェットが尾翼などに直接当たったり、主流の剥離を誘起したりして、推力と同等の干渉力が生じる。機体形状とノズルの位置、ジェットの噴射方向の影響が大きく、スペースシャトルでは下向きのジェットはボディフラップに当たらないよう噴射方向が工夫されている。

スペースシャトルでは帰還軌道に沿って動圧、迎角等が大きく変化するが、特にヨー方向の RCS は再突入開始から遷音速に至る広い飛行領域で使われる。ジェットの推力は、機体の慣性モーメントに対して制御上要求される角加速度から定まり、常に一定である。そのため、ジェット周辺の流れ場及びジェットの相対的な強さが変化し様々な干渉流れ場を誘起する。

そこでティップフィンを持つ機体形状におけるジェット干渉流れ場の把握、帰還軌道上での様々な条件下での干渉流れ場の変化の観察を目的とし、極超音速風洞試験を行った。

機体表面圧力分布測定、油膜法による流れの可視化を行い、迎角やジェットパラメータの変化による干渉流れ場の変化を調べた。さらに圧力積分による干渉力の見積りを行い、ジェット干渉を模擬するジェットパラメータの検討を行った。

## 2. 試験装置

### 2.1 試験設備及び主流に関する試験条件

試験は、当研究所の吹き出し真空吸い込み間欠式極超音速風洞 (ノズル出口直径 50 cm, 公称マッハ数 5 ~ 11) で行った<sup>2)</sup>。極超音速領域ではマッハ数効果が弱くなるので、模型背面圧力の測定が容易であるマッハ 5 ノズルを用いた。主流条件はマッハ数  $M_\infty = 5.05$ , 澱み点圧力  $P_{0_\infty} = 791 \text{ kPa} \sim 795 \text{ kPa}$ , 澱み点温度  $T_{0_\infty} = 582 \text{ K} \sim 602 \text{ K}$  程度, 単位長当たりのレイノルズ数  $8.0 \times 10^6 (\text{m}^{-1})$  である。

### 2.2 模型

機体形状は宇宙開発事業団提供の H - 打ち上げ型有翼宇宙往還機 HOPE 形状データを使用した。ティップフィンを持つ総重量 20 t の平成元年度 b 形状 (01 HOPE b) の 1.2% 模型である<sup>3)</sup>。模型全長基準のレイノルズ数  $Re =$

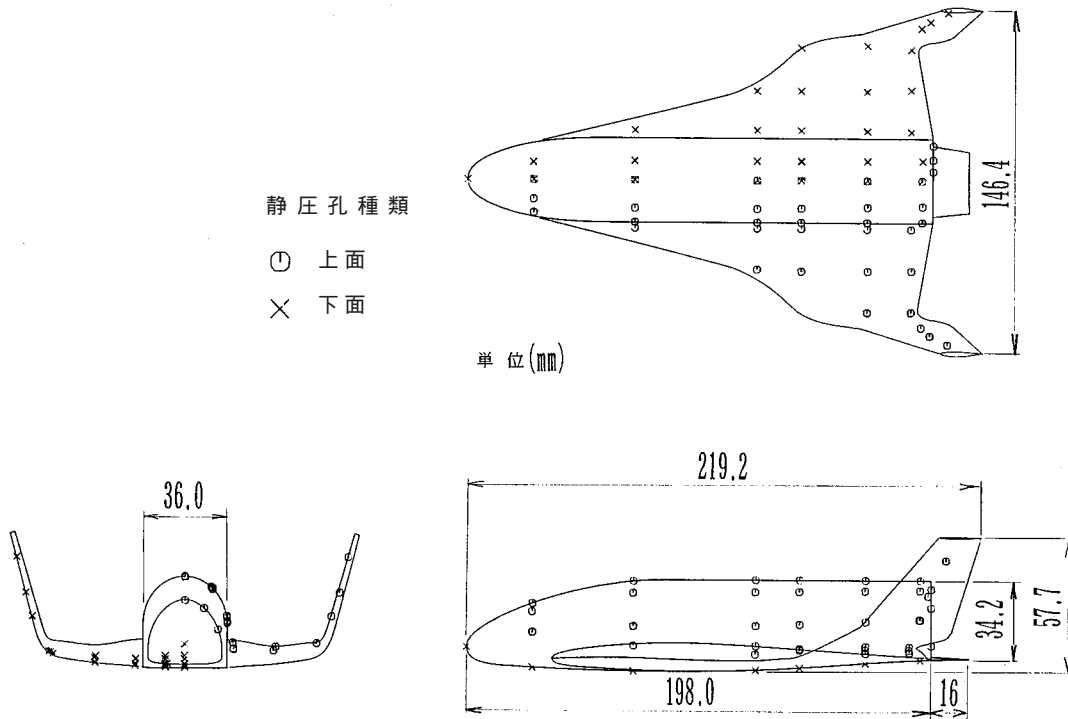


図1 模型機略形状と静圧孔位置

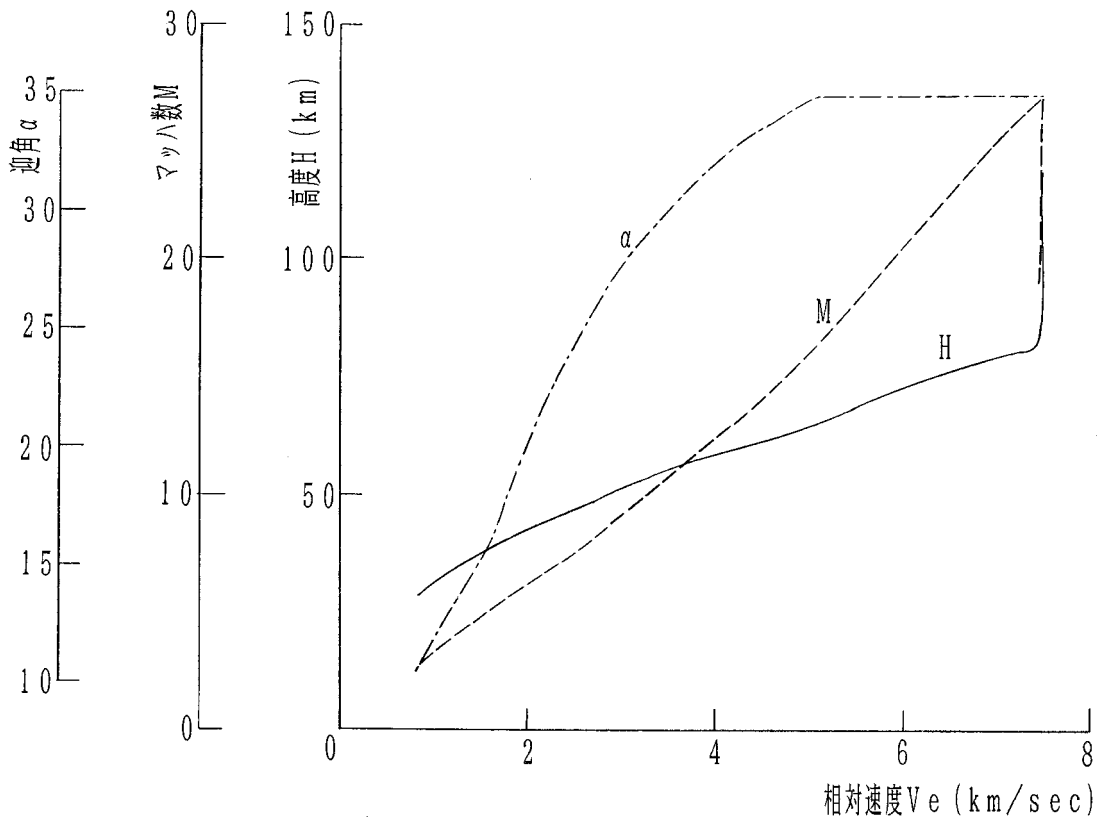


図2 平成元年度 HOPEb 形状の飛行経路

$1.6 \times 10^6$ であった。機体左側上面32点, 右側下面27点, ベース圧3点の静圧孔位置を図1に示す。圧力測定は3台のスキヤンバルブとフルスケール104 kPaの圧力変換器を用いた。

### 2.3 ジェットパラメータ

20 tHOPEの飛行経路の一例を図2に示す<sup>6)</sup>。飛行経路に沿って高度, 迎角, マッハ数が大きく変化する。実機では主流条件が大きく変化するのに対して, RCSジェツ

ト流条件は不変である．ジェットの主流に対する相対的強度は大きく変化する．

風洞実験では主流条件を大きく変えることは困難であるので，RCS ジェット流条件を変化させて，ジェットの相対的な強度を変化させる．また安全上，実機と同じ可燃性ガスを風洞実験で使うことはできない．

このような制約の下でジェット干渉を模擬するパラメータとして，主流とジェットの運動量または質量流量の比に翼面積 ( $S_w$ ) とノズル出口総面積 ( $\Sigma A_j$ ) との比を乗じた運動量比  $\phi$ ，質量流量比  $m^*$  などが有効なパラメータとして報告されている<sup>4), 5)</sup>．

$$\begin{aligned} \text{運動量比: } \phi &= \frac{\rho_j u_j^2 \Sigma A_j}{\rho_\infty u_\infty^2 S_w} \\ &= \frac{\gamma_j p_j M_j^2 \Sigma A_j}{\gamma_\infty P_\infty M_\infty^2 S_w} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{質量流量比: } m^* &= \frac{\rho_j u_j \Sigma A_j}{\rho_\infty u_\infty S_w} \\ &= \frac{P_j M_j \Sigma A_j}{P_\infty M_\infty S_w} \left[ \begin{array}{c} \gamma_j R_\infty T_\infty \\ \gamma_\infty R_j T_j \end{array} \right]^{\frac{1}{2}} \end{aligned}$$

20 tHOPE の機体が持つ慣性質量に対し，制御上必要とされる機体重心回りの角加速度を得るために，ヨージェットは 1400 N の推力が必要とされる<sup>7)</sup>．10 tHOPE 400 N RCS は燃焼反応を考慮した化学平衡計算<sup>8)</sup>により表 1 に

表 1 10 tHOPE 400 N RCS の化学平衡計算結果

計算条件		計算結果 (出口条件)	
推 薬	NTO / MMH	マッハ数	$M_j$ 4.195
燃焼圧	883 kPa	比熱比	$\gamma_j$ 1.2527
混合比	1.65	静圧	$P_j$ 2.35 kPa
出口径	100 mm	静温度	$T_j$ 1076 K
膨張比	30	気体定数	$R_j$ 428.3

示すような出口条件が求められている．

400 N  $\times$  3.5 = 1400 N であるから 400 N RCS の出口条件をそのまま使ってノズル出口面積が 3.5 倍となるように，実機の 1400 N のノズル出口径が  $100 \times (3.5)^{0.5} = 187$  mm であると仮定した．実機の帰還軌道に沿って各パラメータの変化を示すと図 3 のようになる．動圧  $q$ ，運動量比  $\phi$ ，質量流量比  $m^*$  をそれぞれ実線，破線，一点鎖線で示す．

出口静圧比  $P_j/P_\infty$  と運動量比  $\phi$  を同時に一致させるような，複数のパラメータを同時に一致させるノズルも存在するが，模擬するパラメータの数だけノズルを用意せねばならない．今回の実験では簡易化のためスロート径の異なる二つのノズルを使用し，澱み点圧力を変えることにより，運動量比  $\phi$ ，または質量流量比  $m^*$  のみを飛行状態と一致させた．

ジェットノズル断面及びヨージェット吹き出し位置を図 4 に示す．スロート径の大きなノズル L は出口静圧比

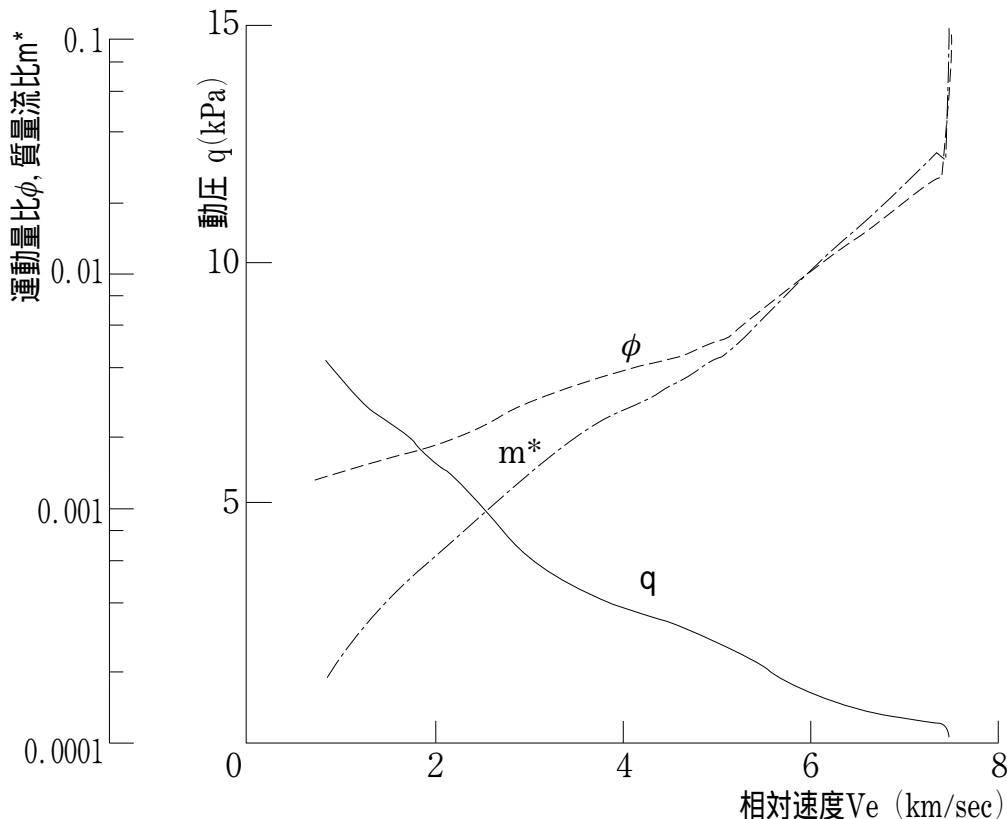


図 3 帰還軌道における各パラメータの変化

$P_j/P_\infty$ と運動量比 $\phi$ ，スロート径の小さなノズルSは出口静圧比 $P_j/P_\infty$ と質量流量比 $m^*$ を，それぞれ同時にマッハ5の実機条件と一致させることのできるノズルである．

2.4 ジェット模擬装置

ジェット模擬気体は高圧乾燥空気及び比熱比 $\gamma$ の効果を見るためにアルゴンを用いた．ポンペから圧力調整器，

電磁弁を介して内径5mmの銅パイプによりスティング後方より供給する(図5)．模型の風洞への装着状況を図6に示す．

ベース圧の影響をなるべく少なくするため，ジェットノズル付近で激み圧を測るような配管等を付加しなかった．通風用ノズルとは別に，ノズル近傍の激み点付近に測定用配管を取り付けたノズルを用いて，予めノズル近

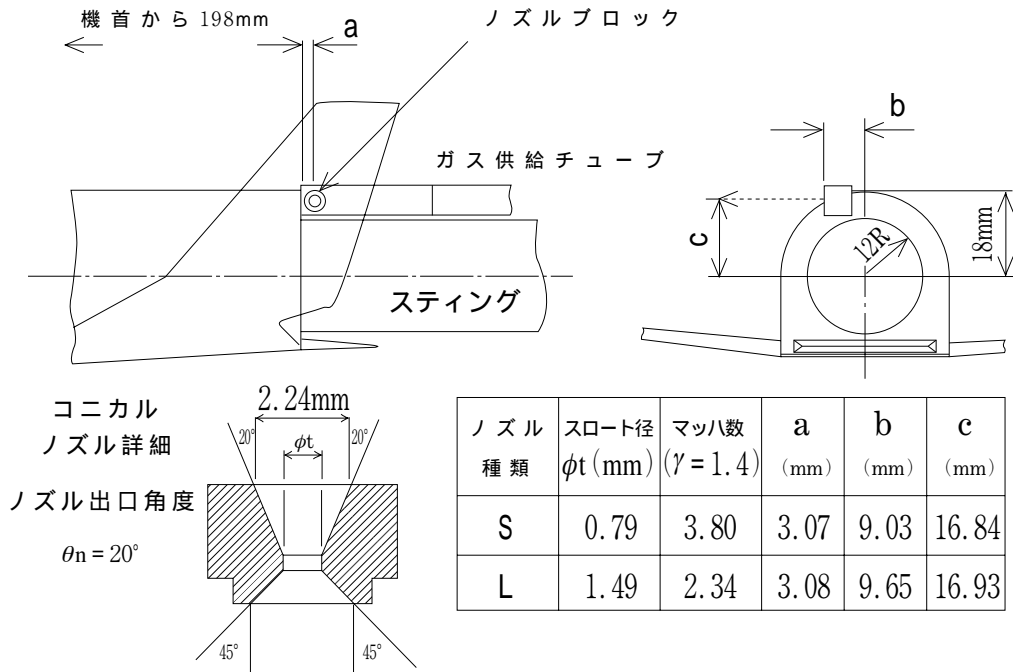


図4 ノズル断面と吹き出し位置

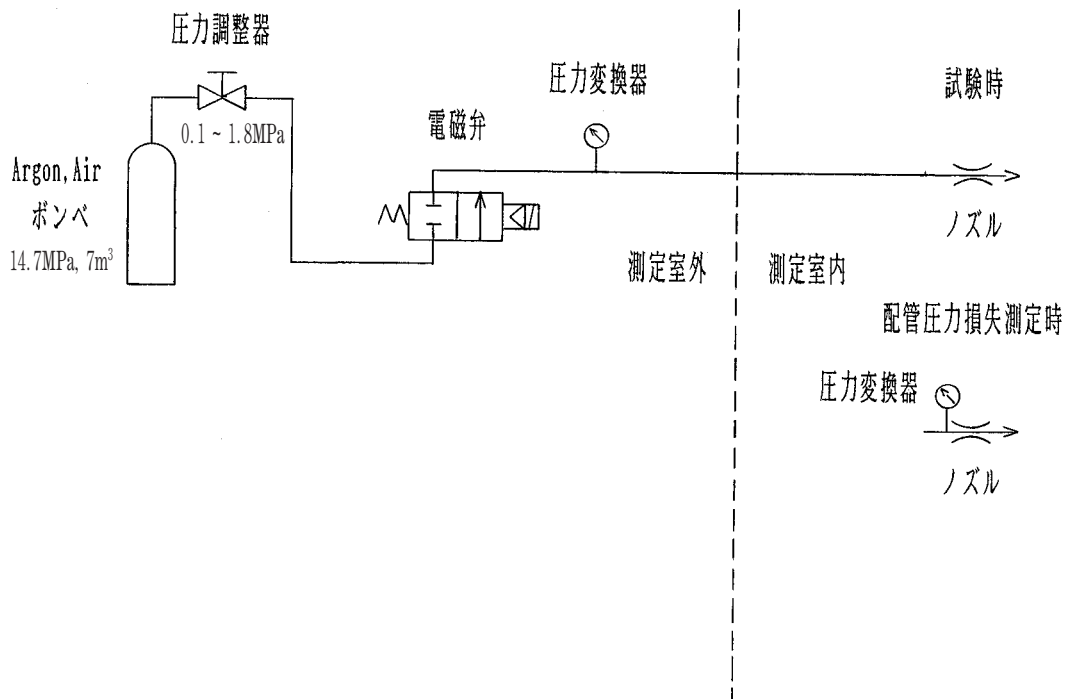


図5 ガス供給装置ブロック図

傍圧力と電磁弁出口の配管供給元圧力を測り、各圧力に対応する供給配管内の圧力損失を測定した。その一例を図7に示す。

通風中は電磁弁出口でのみ圧力を測り、前もって測定した圧力損失を差し引いてジェットノズルのノズル近傍圧力とした。ジェットノズル近傍圧力によるパラメータの変化の一例として、風洞試験条件における運動量比  $\phi$  の変化を図8に示す。

2.5 ジェットに関する試験条件

実機の飛行経路では再突入開始時から  $M_{\infty} = 16.4$  に減速するまで迎角  $35^\circ$  で飛行する。その後迎角はマッハ数と共に

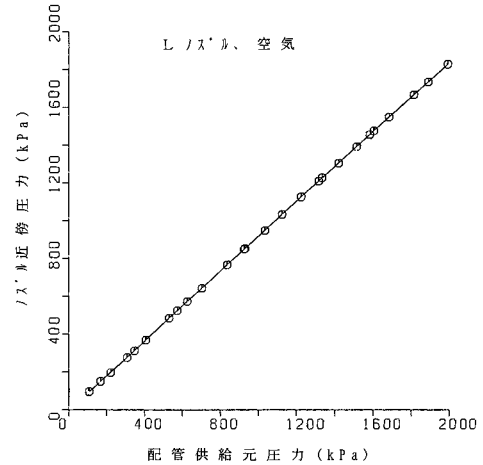


図7 配管供給元圧力とノズル近傍圧力

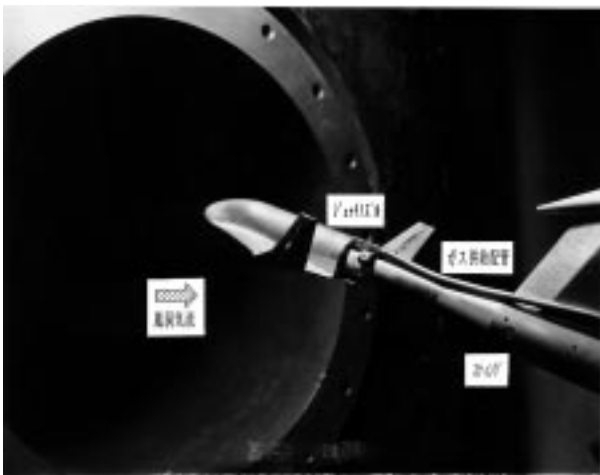


図6 模型設置状態

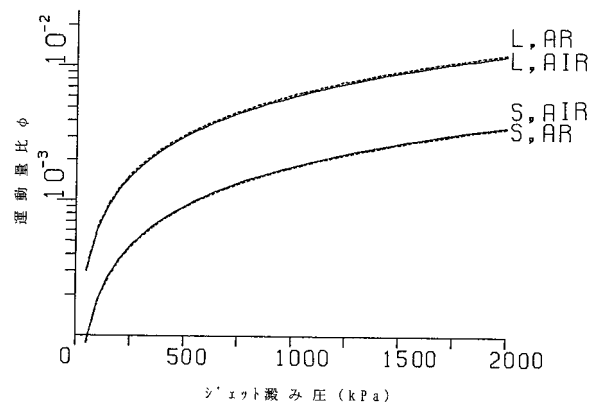


図8 ジェットノズル近傍圧と運動量比  $\phi$

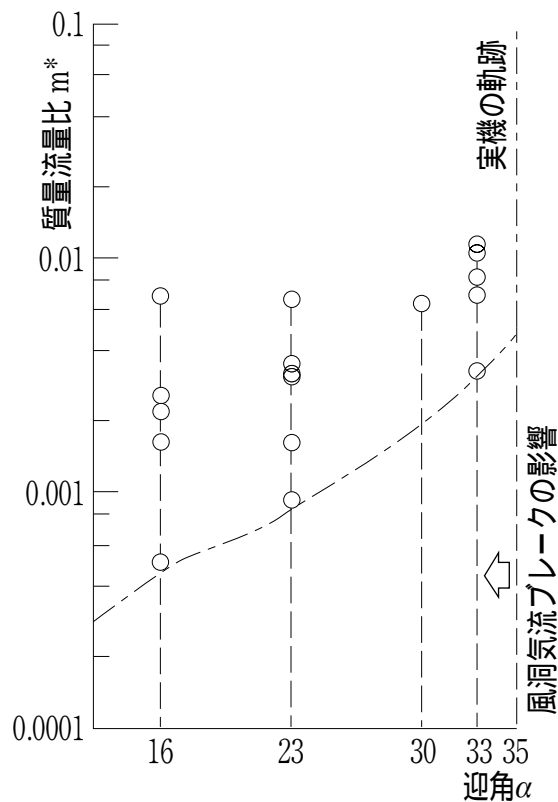
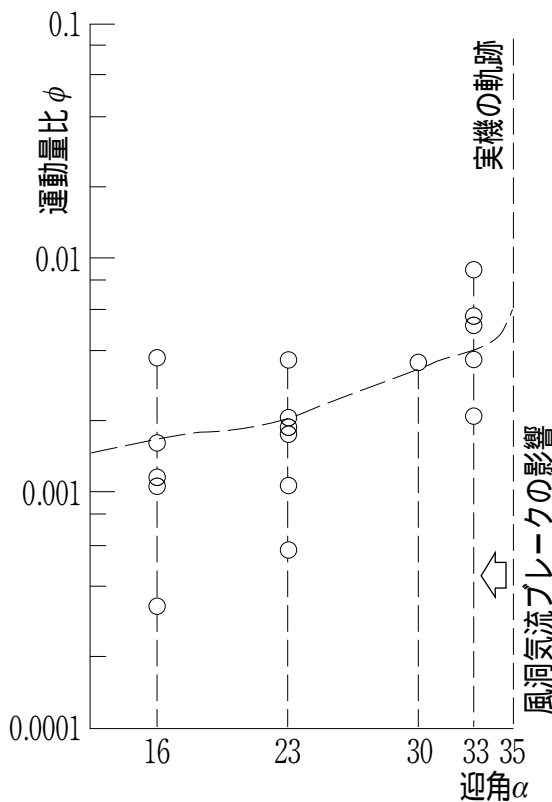


図9 迎角に対するパラメータの変化及び試験ケース



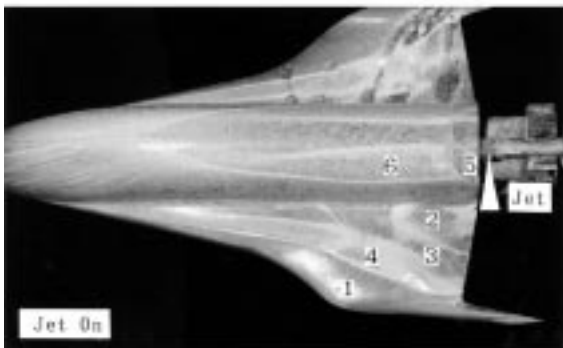
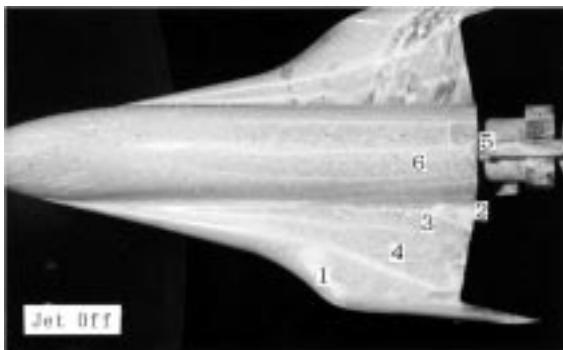
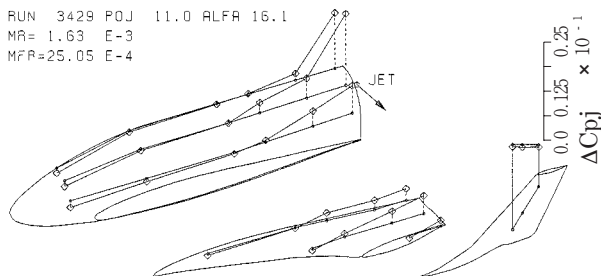
に徐々に減少する．迎角に対する実機の運動量比 $\phi$ と質量流量比 $m^*$ の変化と試験ケースを図9に示す．風洞気流のブレイクを避けるため試験中の最大迎角は $33^\circ$ に抑えた．迎角 $\alpha$ は $\alpha = 16^\circ, 23^\circ, 30^\circ, 33^\circ$ の4種類を選び、各々について運動量比 $\phi$ または質量流量比 $m^*$ を一致させた試験と、パラメータを振った試験を行った． $\alpha = 16^\circ, 23^\circ, 33^\circ$ の3迎角において、運動量比 $\phi$ を実機と一致させて油膜法可視化試験を行った．

### 3 試験結果と考察

#### 3.1 表面圧力分布と油膜法可視化

##### 3.1.1 $\alpha = 16^\circ$ の結果

$\alpha = 16^\circ$ の代表的な結果を図10に示す．迎角とジェットの運動量比 $\phi$ 及び出口静圧比 $P_j/P_\infty$ は帰還軌道上で $M_\infty = 5.0$ 飛行時に対応する．上からジェット噴射時の表面圧力の変化量 $\Delta C_{pj}$ 、ジェット無し、ジェット噴射時の



迎角  $\alpha = 16^\circ$  運動量比  $\phi = 0.00163$   
質量流量比  $m^* = 0.00251$

図10 圧力分布の変化及び油膜法可視化結果 ( $\alpha = 16^\circ$ )

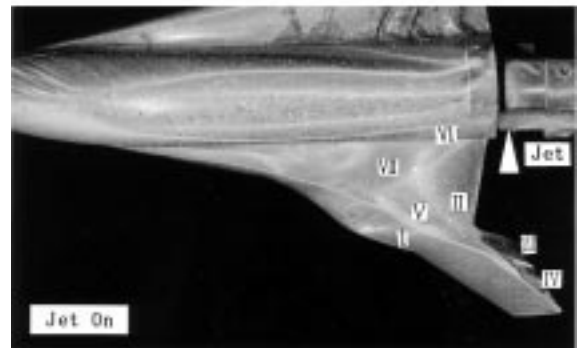
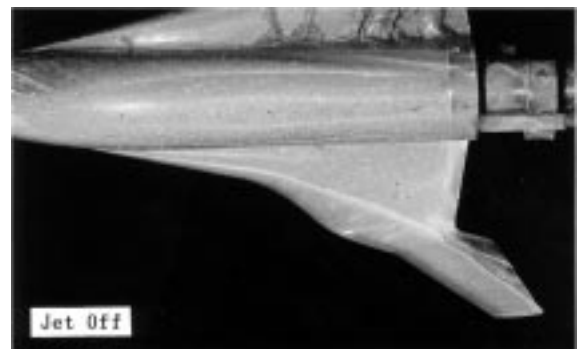
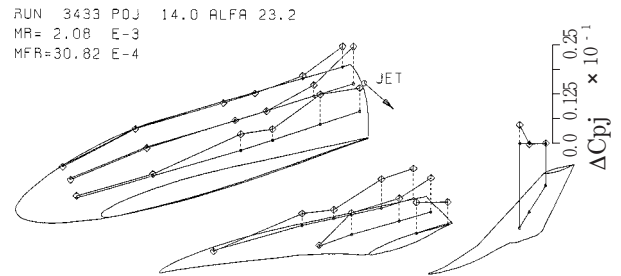
油膜法による表面流れ可視化写真を示す．各静圧孔上の点線の長さが $\Delta C_{pj}$ の絶対値を表す．ティップフィン右上にスケールを設けた．油膜法可視化写真中の数字は、剥離流れのパターンに対応がとれる領域を表す．

胴体後縁部でジェットノズル出口に近づくに従い圧力上昇量が大きくなり、逆圧力勾配が生じている．そのため胴体表面の流れが剥離していると考えられる．翼面上では胴体に近い部分で比較的小さな圧力上昇が生じているが、ティップフィンの圧力はほとんど変化していない．

油膜法可視化写真を観察すると、ジェットを噴射しても流れの構造は基本的に同じであるが、翼面上の剥離線が機体の外側に移動しており、また翼付け根付近(領域2)と胴体上(領域5)の剥離領域が拡大している．

##### 3.1.2 $\alpha = 23^\circ$ の結果

$\alpha = 23^\circ$ の代表的な結果を図11に示す．迎角とジェットの運動量比 $\phi$ は $M_\infty = 7.0$ 飛行時に対応する．胴体、翼面上、加えてティップフィンの根元にも圧力上昇が認め



迎角  $\alpha = 23^\circ$  運動量比  $\phi = 0.00208$   
質量流量比  $m^* = 0.00308$

図11 圧力分布の変化及び油膜法可視化結果 ( $\alpha = 23^\circ$ )



られる．圧力上昇量は  $\alpha = 16^\circ$  の場合と比べて胴体で小さく翼面で大きくなっている．また胴体中央部の翼面に近い小さな領域で圧力が上昇している．

油膜法可視化写真を観察すると，主翼後縁部及びティップフィンにジェットブルームが直接当たっている領域  $\text{領域 } \delta$  が存在する<sup>9)</sup>．翼面上の一番外側の剥離線は  $\alpha = 16^\circ$  の時と同じく外側に移動し，その内側には翼の内側方向に流れる領域  $\text{領域 } \epsilon$  をはじめ，複数の剥離線が存在する複雑な流れ場が誘起されている．

3.3.3  $\alpha = 30^\circ$  の結果

$\alpha = 30^\circ$  の代表的な結果を図 12 に示す．迎角とジェットの運動量比  $\phi$  は 実機の帰還軌道上の  $M_\infty = 11.6$  飛行時

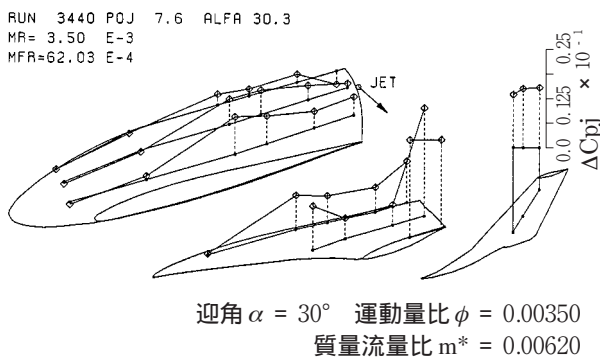


図 12 圧力分布の変化 ( $\alpha = 30^\circ$ )

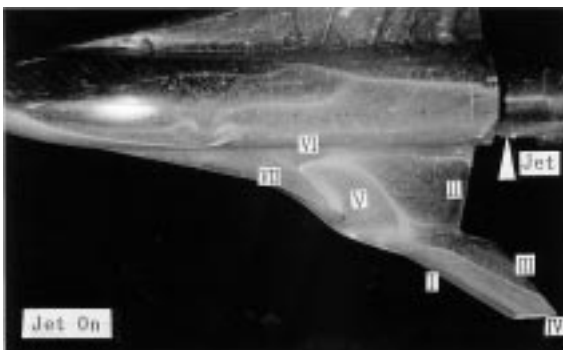
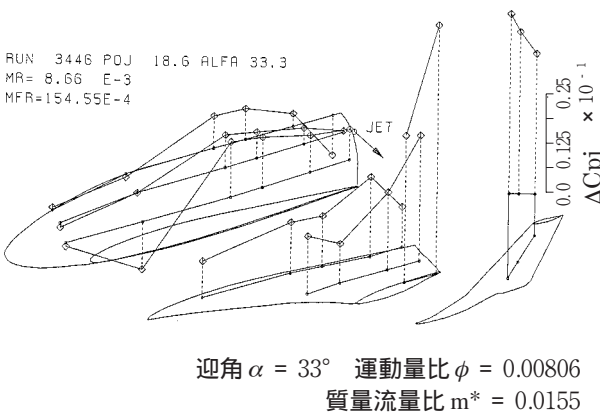


図 13 圧力分布の変化及び油膜法可視化結果 ( $\alpha = 30^\circ$ )

に対応する．ティップフィン及び翼面上の圧力上昇が見られ，翼中心付近で圧力上昇量が減少している．胴体上では前後の中心付近で圧力上昇量が最大となっている．

3.1.4  $\alpha = 33^\circ$  の結果

$\alpha = 33^\circ$  の代表的な結果を図 13 に示す．迎角とジェットの運動量比  $\phi$  は，実機の帰還軌道上の  $M_\infty = 19.2$  飛行時に対応する．ジェット無しの油膜法可視化写真は撮れなかった．ジェットの吹き出しにより胴体中心線上の最後尾の点で大きな圧力降下が見られる．胴体前部の翼付け根付近ではこの条件でのみ圧力降下が見られる．ティップフィン及び翼面上の圧力上昇は大きい，翼中心及び翼後縁付け根付近で圧力上昇量が減少している．胴体上では前後中心付近で圧力上昇量が最大となっている．

油膜法可視化写真を観察すると， $\alpha = 23^\circ$  の場合の剥離線で囲まれた領域と対応が取れる事が解る．領域  $\text{領域 } \delta$  が隣接し，境界には剥離線が生じている．翼の内側方向に流れる領域  $\text{領域 } \epsilon$  が成長し，主流が翼上面に回り込む領域  $\text{領域 } \delta$  が外側へと追いやられ途切れている．領域  $\text{領域 } \delta$  内には領域  $\text{領域 } \epsilon$  内で剥離した流れの再付着線が認められる．翼中央部で圧力上昇量が減少している点は領域  $\text{領域 } \delta$  の中心付近に位置している．胴体上の剥離線は非対称となっている．

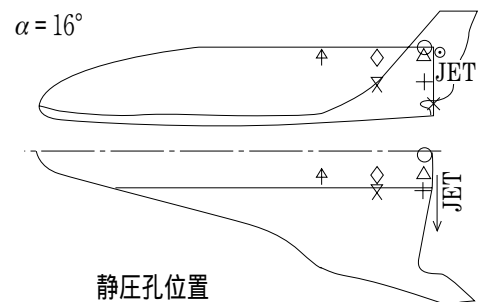
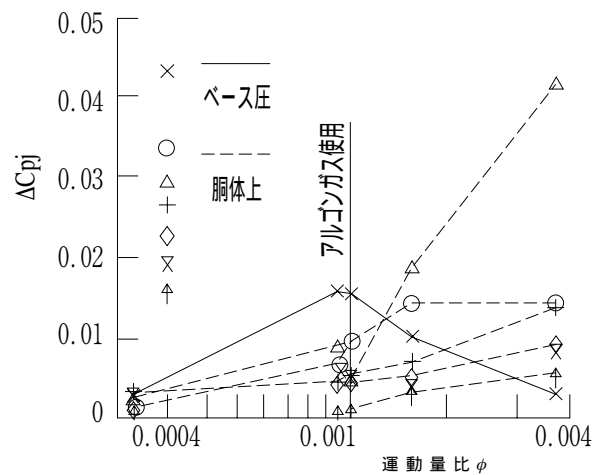


図 14 運動量比  $\phi$  と表面圧力の変化 ( $\alpha = 16^\circ$ )

3.2 運動量比  $\phi$  の変化と機体表面圧力の変化

図14に  $\alpha = 16^\circ$  , 図15に  $\alpha = 23^\circ$  , 図16に  $\alpha = 33^\circ$  の時の運動量比  $\phi$  の変化に対する表面圧力の変化をそれぞれ示す。運動量比  $\phi$  の変化によって圧力が変化する点を選択して示した。

$\alpha = 33^\circ$  の時のティップフィン上の測定点のようにジェットが直接当たるような点については、運動量比  $\phi$  の増加に従い圧力上昇量が増加する。しかし  $\phi$  と迎角の大小によってはジェットの影響が届かない翼面上の点なども存在し、圧力が上昇した後、ほぼ一定となる点もある。胴体上の点については、概ねパラメータの増加にともない圧力が上昇している。しかし  $\alpha = 16^\circ$  の時のベース圧はパラメータの増加に伴い圧力が上昇した後低下している。 $\alpha = 23^\circ, 33^\circ$  のベース圧はジェットの影響を受けない。

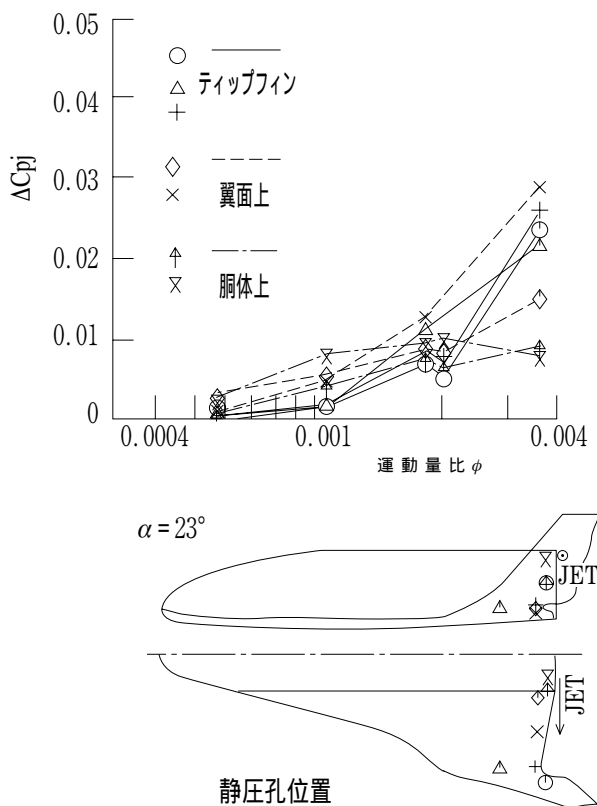


図15 運動量比  $\phi$  と表面圧力の変化 ( $\alpha = 23^\circ$ )

$\alpha = 23^\circ$  のノズル近傍の測定点ではパラメータの増加に従い、圧力が上昇した後ほぼ一定となる。

$\alpha = 33^\circ$  の時のノズル出口間近の測定点では、パラメータの増加に従い減少した後ほぼ一定となる。機体背面における主流の剥離部分において、ノズル出口近傍でジェットの流れに誘導された流れが掃き出され、エジェクターの効果により圧力が減少すると考えられる。

3.3 圧力積分によるジェットパラメータの考察

機体に働く干渉力の見当をつけるため圧力積分を行った。図17に圧力積分格子を示す。圧力積分格子は胴体半分を機体軸のX方向に54分割、ロール方向に59分割、

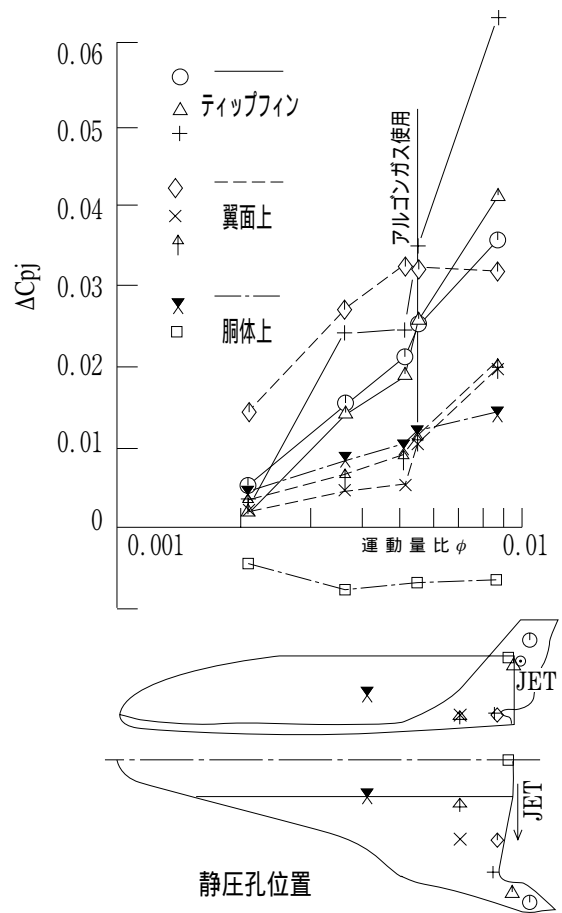


図16 運動量比  $\phi$  と表面圧力の変化 ( $\alpha = 33^\circ$ )

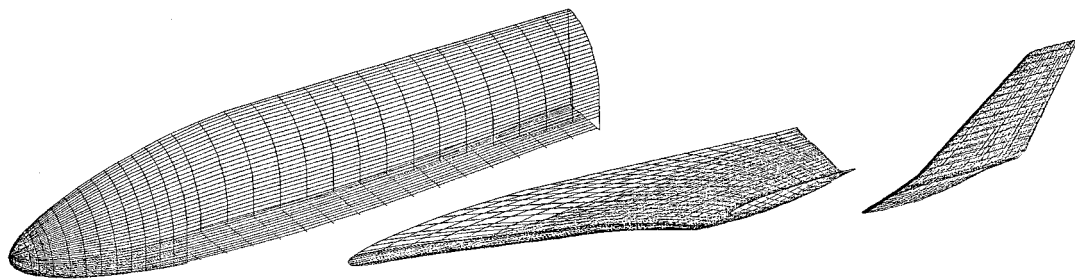


図17 圧力積分格子

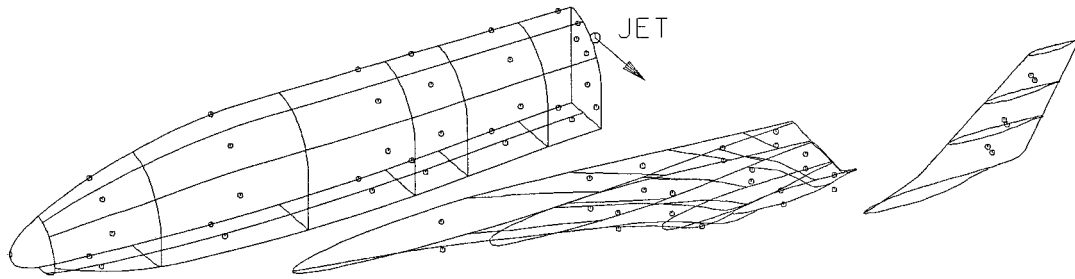


図 18 圧力積分格子と静圧孔の対応

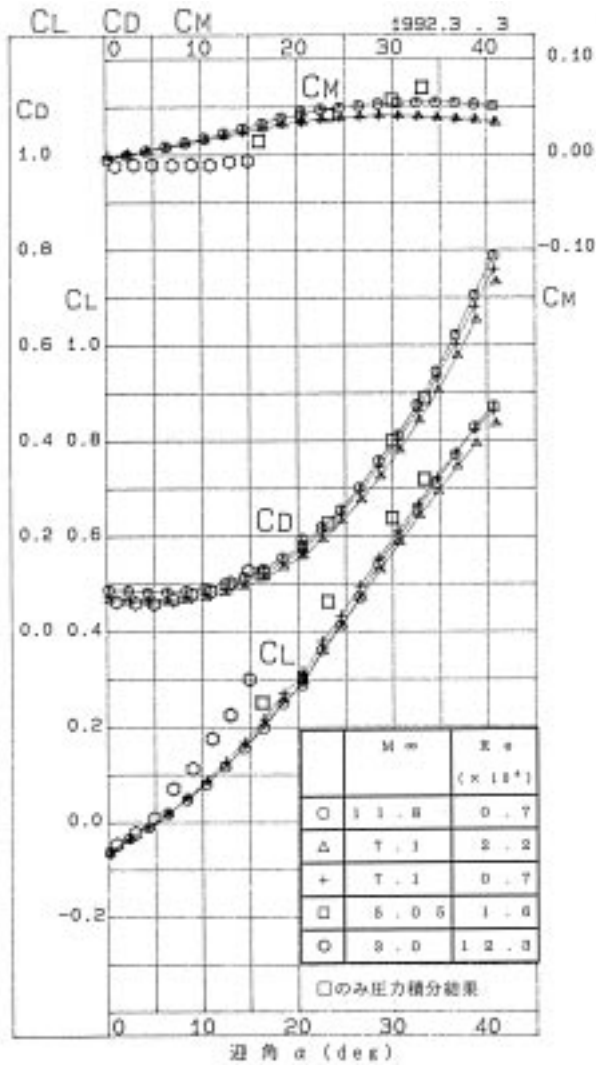


図 19 力試験結果と圧力積分結果との比較

翼半分を機体軸の X 方向に 54 分割，Y 方向に 60 分割したものを用了．模型の静圧孔は機体の片側にしか分布せず，数も限られている．これらの静圧孔に対応させて図 18 のように圧力積分格子を分割した．分割された範囲内の表面圧力は一定とし，積分格子に従って圧力積分を行った．

ジェット無しの時の圧力積分結果と 01 HOPE 力試験結果<sup>3)</sup>との比較を図 19 に示す．揚力係数 CL，抗力係数 CD

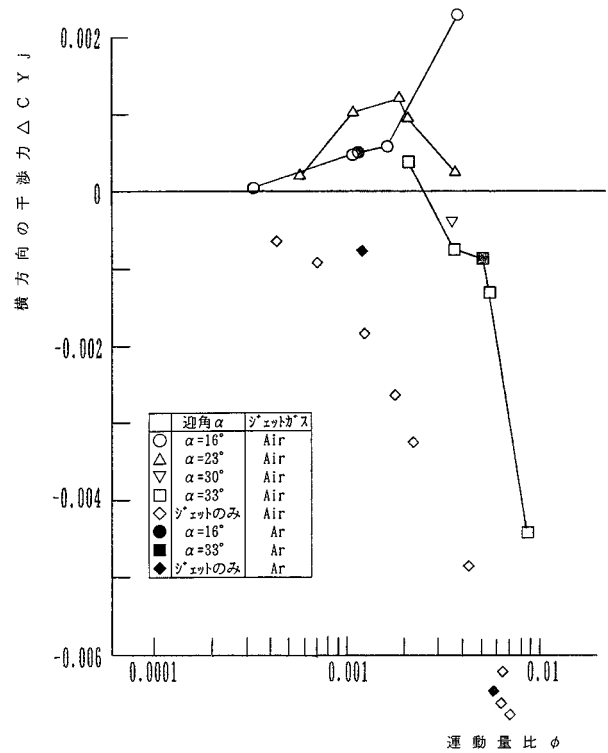


図 20 運動量比  $\phi$  と横方向の干渉力

は  $M_\infty = 7$  の力試験結果と  $M_\infty = 3$  の力試験結果の中間に位置している．ピッチングモーメント  $C_m$  に関しては迎角に対する変化に違いがみられる．

以上の結果を踏まえて横方向の干渉力を求めた<sup>10)</sup>．ジェットの有無により生じた各静圧孔の圧力差から直接干渉力が計算できる．

主流とジェットが干渉する効果を確認するために，風洞測定室内を主流静圧と同程度に減圧し，ジェットのみを吹き出して圧力分布を測定した．測定室圧力を正確に保持することが困難であったため，実験の精度はそれほど良好ではなかったが，この結果からも圧力積分を行って干渉力を求めた．主流マッハ数のみ  $M_\infty = 5.05$  とし，静圧は測定室圧力の測定値，静温は常温を用いて無次元化とパラメータの算出を行い，ジェットのみデータとしてプロットし比較検討を行った．

図 20 に横力の圧力積分の結果を示す．横軸には運動量比  $\phi$  を取った． $\alpha = 16^\circ$  では胴体上の圧力上昇の影響によ

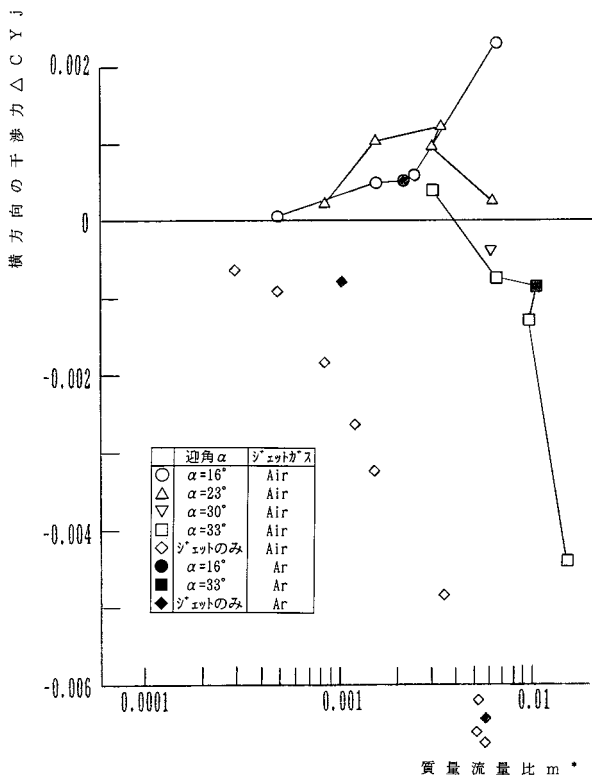


図21 質量流量比  $m^*$  と横方向の干渉力

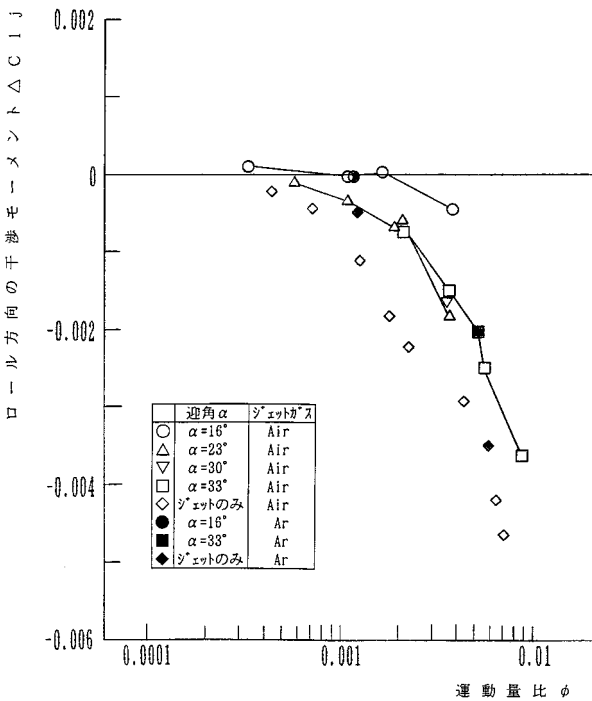


図22 運動量比  $\phi$  とロール方向の干渉モーメント

り、パラメータの増加に従い正の干渉力が増加している。 $\alpha = 23^\circ$ になると $\alpha = 16^\circ$ の場合より干渉力が増加するが、パラメータの増加に従いティップフィンにも直接当たるようになり、負の横力が発生して干渉力が減少する。 $\alpha = 30^\circ, 33^\circ$ ではティップフィンに当たることによる干渉力の影響が支配的で負の干渉力が生じている。

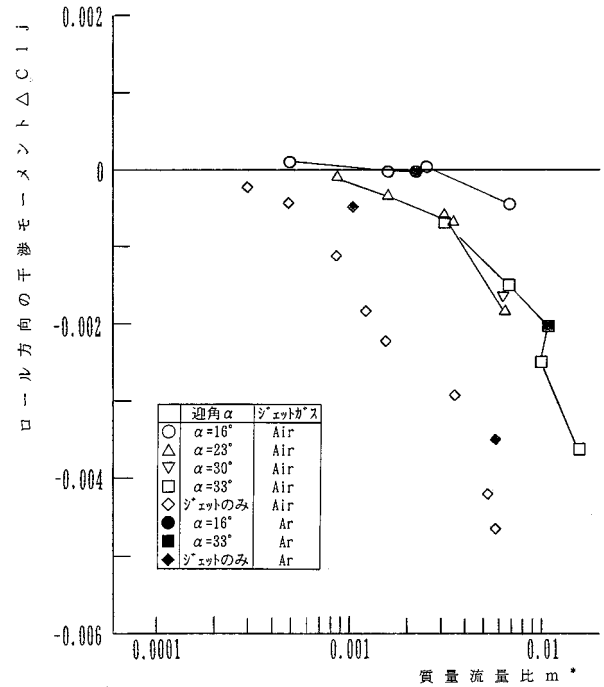


図23 質量流量比  $m^*$  とロール方向の干渉モーメント

無風状態でジェットのみを吹き出したデータを見ると、主流がある場合と比べて負の方向に大きな干渉力が生じている。これより機体周りの流れが剥離し圧力が上昇する効果、また主流によりティップフィンに直接当たる流れが吹き流される効果があることがわかる。

図21に質量流量比  $m^*$  を横軸に取った結果を示す。迎角  $\alpha = 16^\circ, 33^\circ$  のときのジェット模擬気体にアルゴンガスをういた場合と、 $\alpha = 23^\circ$  のときのノズルスロート径を変更した場合のデータのつながりが、運動量比  $\phi$  と比べて悪くなった。

図22にロール方向の圧力積分の結果を示す。横軸には運動量比  $\phi$  をとった。運動量比  $\phi$  が増加するに従い負の干渉モーメントが増大している。胴体上の流れが剥離することによる圧力上昇と、翼面に直接当たることによる圧力上昇が、共に負の干渉モーメントを生むからである。アルゴンガスをういた結果は空気をういた結果を結んだ曲線上にほぼ乗っている。

無風状態でジェットのみを吹き出した場合の干渉モーメントを同時に示す。主流がある場合の干渉モーメントより大きな干渉モーメントが生じているがその差は横力より小さい。01 HOPE 風洞試験<sup>3)</sup>より得られたエレボン差動によるローリングモーメント係数は、 $10^{-2}$ のオーダーであり同一グラフ上にプロット出来ないほど大きい。これよりヨージェットによる干渉モーメントはエレボン差動により容易に打ち消せることが解る。

図23に質量流量比  $m^*$  を横軸に取った結果を示す。 $\alpha = 16^\circ, 33^\circ$  のときのアルゴンガスをういた結果と空気

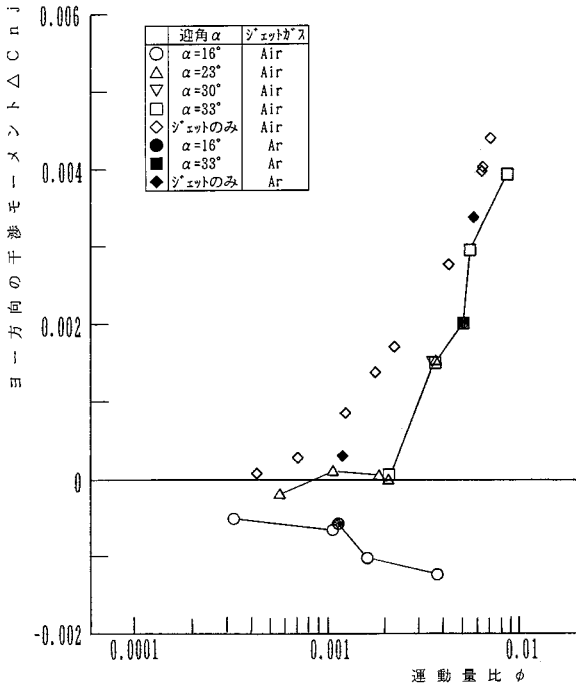


図 24 運動量比  $\phi$  とヨー方向の干渉モーメント

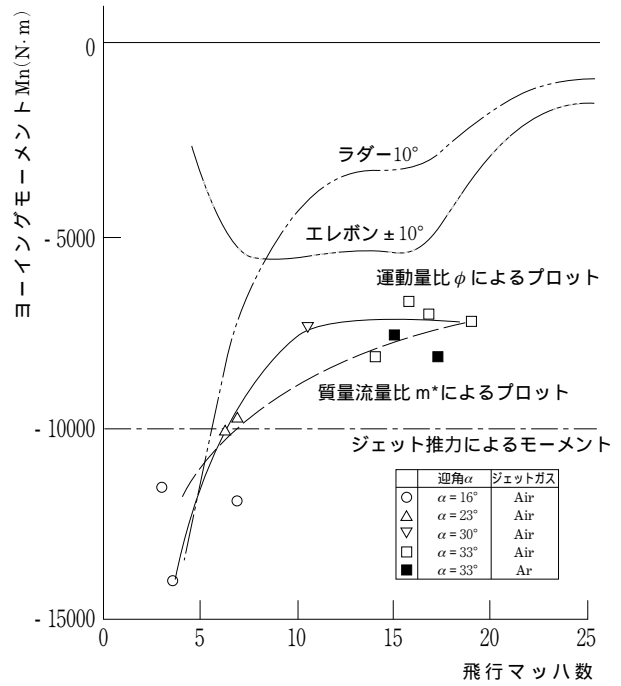


図 26 実機にかかるヨーイングモーメント

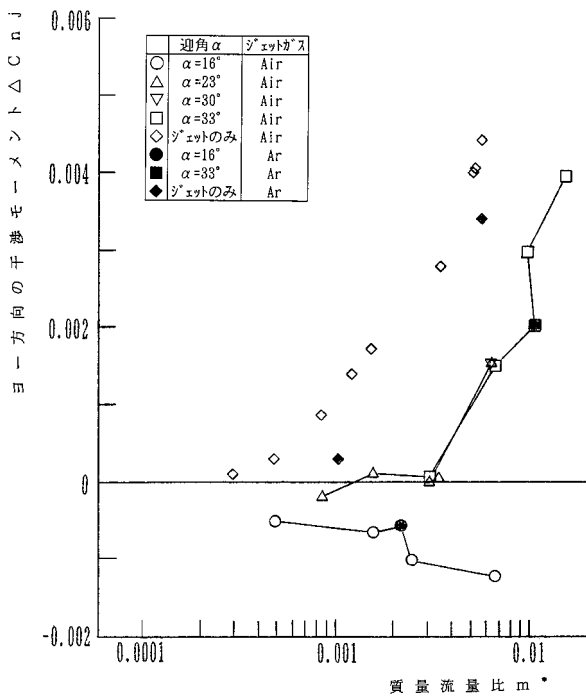


図 25 質量流量比  $m^*$  とヨー方向の干渉モーメント

を用いた結果とのつながりが、運動量比  $\phi$  と比べて悪くなった。

図 24 にヨー方向の圧力積分の結果を示す。横軸には運動量比  $\phi$  を取った。運動量比  $\phi$  が増加するに従い、干渉力が増加している。 $\alpha = 23^\circ$  以上では干渉力は迎角に依存せず、 $\alpha = 16^\circ$  の干渉力と逆方向である。これは低迎角の干渉力は胴体付近の流れの剥離による圧力上昇が支配的

なのに対して、高迎角の干渉力はジェットが翼面に直接当たることによる圧力上昇が支配的だからである。アルゴンガスを用いた結果は空気を用いた結果を結んだ曲線上にほぼ乗っている。

無風状態でジェットのみを吹き出した場合の結果を同時に示す。主流がある場合の結果とを比べて、低迎角では胴体上の剥離の影響があることが解る。高迎角では運動量比  $\phi$  の増加に従い、主流の影響が少なくなっている。ジェットが主流によって吹き流される効果が、ジェットの相対的な強度に依存していることが解る。

図 25 に質量流量比  $m^*$  を横軸に取った結果を示す。 $\alpha = 16^\circ, 33^\circ$  のときのアルゴンガスを用いた結果と空気を用いた結果とのつながりが、運動量比  $\phi$  と比べて悪くなった。

以上より HOPE 形状のヨージェット干渉に関しては、比熱比  $\gamma$  の異なるガスで試験しても、運動量比  $\phi$  の方が相関が取れることがわかる。これは翼面にジェットが衝突することによって大きな干渉力を生じているからと考えられる。

図 26 に実機に加わるヨー方向のモーメントを示した。横軸にマッハ数を取り、縦軸にモーメントの物理量を取る。ジェットの推力によるモーメントを図の一点鎖線で示す。本実験でのノズルの向きより負のモーメントとなる。01 HOPE 風洞試験<sup>3)</sup>よりラダーを  $10^\circ$ 、またはエレボンを  $10^\circ$  差動させたとき生じるヨーイングモーメントを、帰還軌道上の動圧を用いて計算し、それぞれ二点鎖線、三点鎖線で示す。ラダーによるモーメントがジェット推



力によるモーメントより小さいマッハ5以上では、ヨージェットを使用することになる。

実機の帰還軌道上の迎角と運動量比 $\phi$ または質量流量比 $m^*$ に対応する実験結果と、そのときの実機動圧から実機に加わる干渉モーメントが計算できる。運動量比 $\phi$ で対応づけた結果を実線で、質量流量比 $m^*$ で対応づけた結果を破線で示す。実線と一点鎖線、または破線と一点鎖線との差が干渉力となる。

マッハ10以上の高マッハ、高迎角時には、ジェット推力が生むヨーイングモーメントの3割程度、ラダー効きと同程度の干渉力が生じる。一つの実験結果に対し、運動量比 $\phi$ と質量流量比 $m^*$ が対応付ける実機動圧が異なるため、実線と破線は一致しない。実機を模擬するのにどちらのパラメータが良いかは本試験だけでは結論が出せない。主流等の各種条件が異なる試験、さらには飛行試験が必要である。

#### 4. 結論

ティップフィンを持つ宇宙往還機形状後端から噴射する、ヨー方向のRCSジェットを模擬する実験を極超音速風洞において行った。

実機の帰還軌道において、比較的低迎角、低マッハ数、低高度時には胴体背面の主流剥離領域は小さく、胴体背面に付着した流れがジェットブルームにより剥離する。この場合の飛行動圧は大きいので、主流に対するジェットの相対的な強度は小さく、また翼上を通過する主流にジェットが遮られる。従ってジェットが直接主翼に与える影響は小さく、ティップフィンにも届きにくい。

一方高迎角、高マッハ数、高高度時には機体上面は殆ど主流の剥離領域になる。飛行動圧は小さく、ジェットの相対的な強度は大きい。主流の影響が非常に弱い空間に、相対的強度の大きなジェットが噴射されるため、主翼後縁及びティップフィンにもジェットが直接影響を与える。油膜法可視化写真の観察から、翼中央部に向かう流れを初め、複数の剥離線を持った複雑な流れ場が誘起され、成長する事が解った。

限られた点数ながら圧力積分を行い、運動量比 $\phi$ 、質量流量比 $m^*$ を用いて干渉力の相関を取った。動圧比に面積比を乗じた運動量比 $\phi$ が、各迎角、比熱比 $\gamma$ の異なるガスに対して、ある程度有効なパラメータであることが解った。比熱比 $\gamma$ の異なる安全なガスでも、干渉現象が模擬できる可能性が示された。

干渉モーメントとヨージェットの推力及び操舵面によ

るモーメントとを比較した。本実験の範囲内では、ロール方向の干渉モーメントはエレボンで充分打ち消せるほど小さい。ヨー方向の干渉モーメントは高迎角においてヨージェットの効きを減少させ、ラダー効きと同程度の大きさとなる。力試験が可能であるほどの干渉力が生じることがわかった。

HOPE 400 N RCSの化学平衡計算においては、当研究所の毛呂明夫主任研究官の計算結果を利用させていただいた。また01 HOPE b形状の模型座標等に関しては宇宙開発事業団、当研究所の山本行光室長にご協力頂いた。ここに感謝の意を表する。

#### 5. 参考文献

- 1) James C. Young and Jimmy M. Underwood: The Aerodynamic Challenges of The Design and Development of The Spaces Shuttle Orbiter, NASA CP-2342, January 1985
- 2) 極超音速風洞建設グループ：50 cm 極超音速風洞の計画と構造，航技研報告 TR-116，1966年9月
- 3) 航空宇宙技術研究所，宇宙開発事業団：HOPEの研究（その9）空力特性の研究（01 HOPE 風洞試験），共同研究成果報告書，1991年7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) 宇宙開発事業団 筑波宇宙センター：H - ロケット打ち上げ型有翼回収機（HOPE）概念設計，平成3年度研究成果報告書，1992年7月
- 7) 三菱重工業：平成元年度 HOPE 概念設計（そのア），宇宙開発事業団委託業務成果報告書，1990年3月
- 8) Roger A. Svebla and Bonnie J. McBride: Fortran Computer Program for Calculation of Thermodynamic and Transport Properties of Complex Chemical Systems, NASA TN-D-7056, January 1973
- 9) J. R. Rausch and B. B. Roberts: Reaction Control System Plume Flow Field Interaction Effects on the Space Shuttle Orbiter, AIAA-74-1104, October 1974
- 10) 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

---

## 航空宇宙技術研究所資料 714号

平成9年7月発行

発行所 科学技術庁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(0422)47-5911 ㊦182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写, 転載を希望される場合は, 企画室調査普及係にご連絡ください。



Printed in Japan