

UDC 533.69.048:
533.6.011.5:
629.76

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-280

有翼ロケットのサイド・ジェット超音速風洞実験

外立政隆

1975 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

有翼ロケットのサイド・ジェット超音速風洞実験*

外 立 政 隆**

1. まえがき

有翼ロケットの飛しょう試験によると、翼の上流側で機軸に対し直角に噴射したジェットの反動力は静止気体中に噴射したときの推力より見かけ上減少する現象が見られる。^{1),2)}これは噴射流によって誘起される流れがロケット胴体や尾翼と干渉するためと思われるが、干渉力の大きさや、範囲はまだ十分明らかにされていない。

この風洞実験は航空宇宙技術研究所の1 m × 1 m 吹出式超音速風洞³⁾を使用し、主流のマッハ数1.4と1.8の2点でロケット模型の先端附近より胴体に垂直に窒素ガスを2次噴射し、主流のマッハ数、主流の動圧、ジェットの噴射圧力等の違いによるロケット胴体及び尾翼に生じる干渉空気を調べることを目的とした。

2. 記 号

N_1, N_2	天秤垂直力成分電圧(v)
X	天秤軸力成分電圧(v)
R	天秤ローリングモーメント成分電圧(v)
Y_1, Y_2	天秤横力成分電圧(v)
ϵ	ガス供給用導管を取付けた為に生じる天秤出力の偏差(%)
M	マッハ数
P_0	総圧(kg/cm ² abs)
P_j	静圧(kg/cm ² abs)
q	動圧 $q = \frac{\gamma}{2} P_0 M^2$ (kg/cm ²)
C_{za}	垂直力傾斜 $(\frac{\partial C_z}{\partial \alpha})_{\alpha=0}$
C_{ma}	先端まわり縦ゆれモーメント傾斜 $(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha})_{\alpha=0}$
Z_m	風洞実験でジェットの噴射させたときの垂直力測定値(kg)
Z_a	天秤のたわみによって生じる空気力(kg)
Z_j	ジェット推力 $Z_j = A_j [(1 + \gamma_j M_j^2) P_{j0} - P_{\infty}]$ (kg)
Z_{α}	ジェット流による干渉空気力(kg)

α	迎角(度)
l_m	先端を基準とした Z_m の圧力中心(mm)
l_a	先端を基準とした Z_a の圧力中心(mm)
l_x	先端を基準とした Z_x の圧力中心(mm)
l_j	先端を基準としたジェット・ノズルの位置(mm)
l_0	模型全長(mm)
l_B	模型先端と天秤中心の距離(946 mm)
X_{cp}	先端を基準とした3分力試験における圧力中心(全長比(%))
A_b	基準面積(胴体断面積)(23.79 cm ²)
A_j	ジェット・ノズルのスロート断面積(0.0706 cm ²)
γ_j	噴射ガスの比熱比
∞	主流を示す
j	ジェット流を示す

3. 模型及び試験方法

模型は図1、写真1に示すように全長1137.5mm、胴体直径55mmのNAL-7ロケット1/1.27模型で胴体内部にガス供給用導管(外径6mm、内径4mmの銅管)と貯気室(71 cm³)、小型圧力変換器を有し、先端より158.5mmのところに直径3mmの音速ノズルを備えている。

供給ガスは窒素ガス・ボンベ(47ℓ, 150 kg/cm²)6本をストラット上部に設置し、集合装置、手動弁を通り、ストラットおよびスティングを経て模型に導かれている。なお途中の導管の圧力損失を少なくするため、集合装置よりスティングまでの導管として内径8mmの銅管を使用した(図2)。

高圧ガスを外部より供給しながら、模型に働く空気力とノズルより噴射する推力を模型に内装した6分力天秤で計測する方法に於ては、ガス供給用導管が天秤の出力に与える干渉をあらかじめ調べておく必要がある。導管は圧力損失を小さくするために太い方が望ましいが、干渉を小さくする立場からは細い方がよい。今回の実験では模型の大きさや噴射推力等を考慮して外径6mm、内径4mmの銅管を使用した。銅管は約500°~600°C

*昭和50年4月15日受付

**空気力学第二部

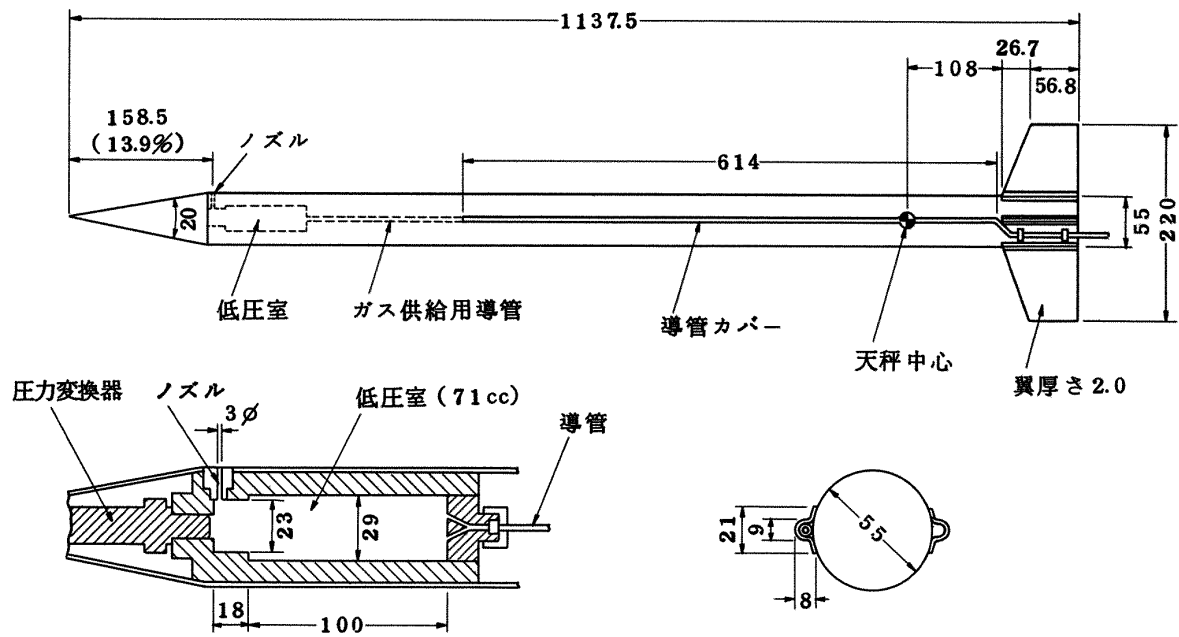


図 1 NAL-7($\frac{1}{1.27}$) ジェット模型

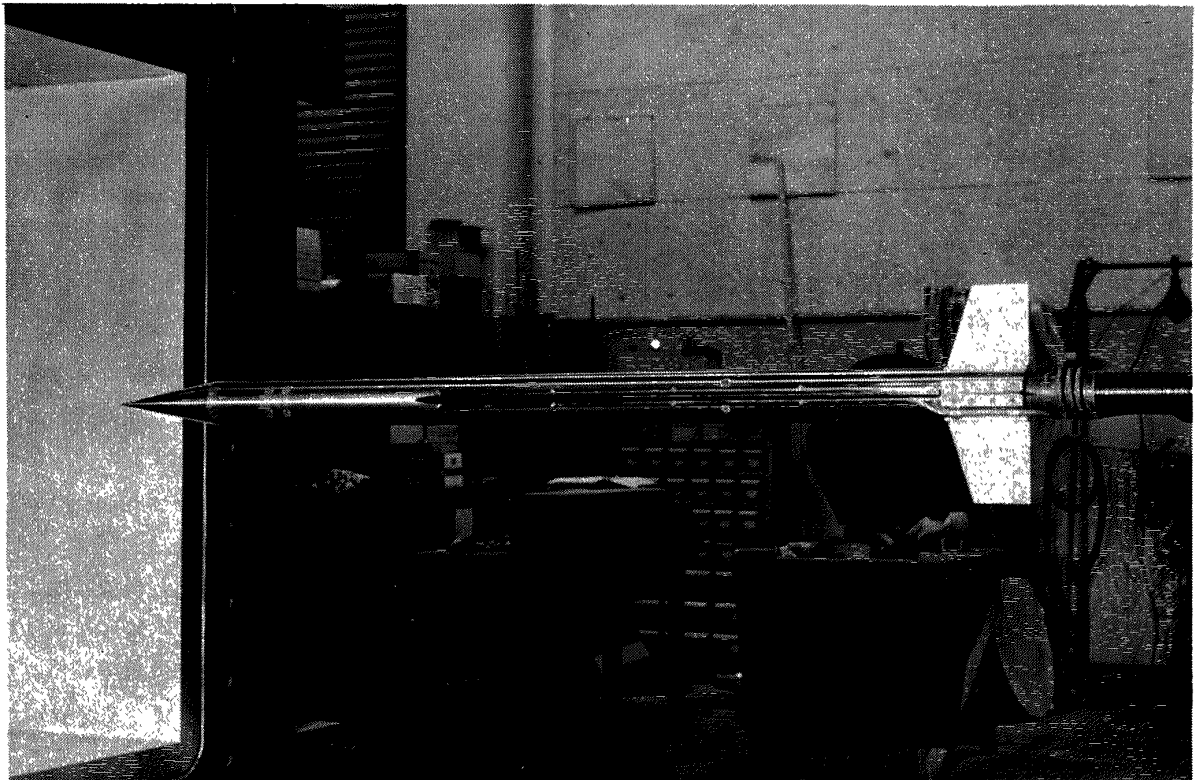


写真 1 ジェット模型

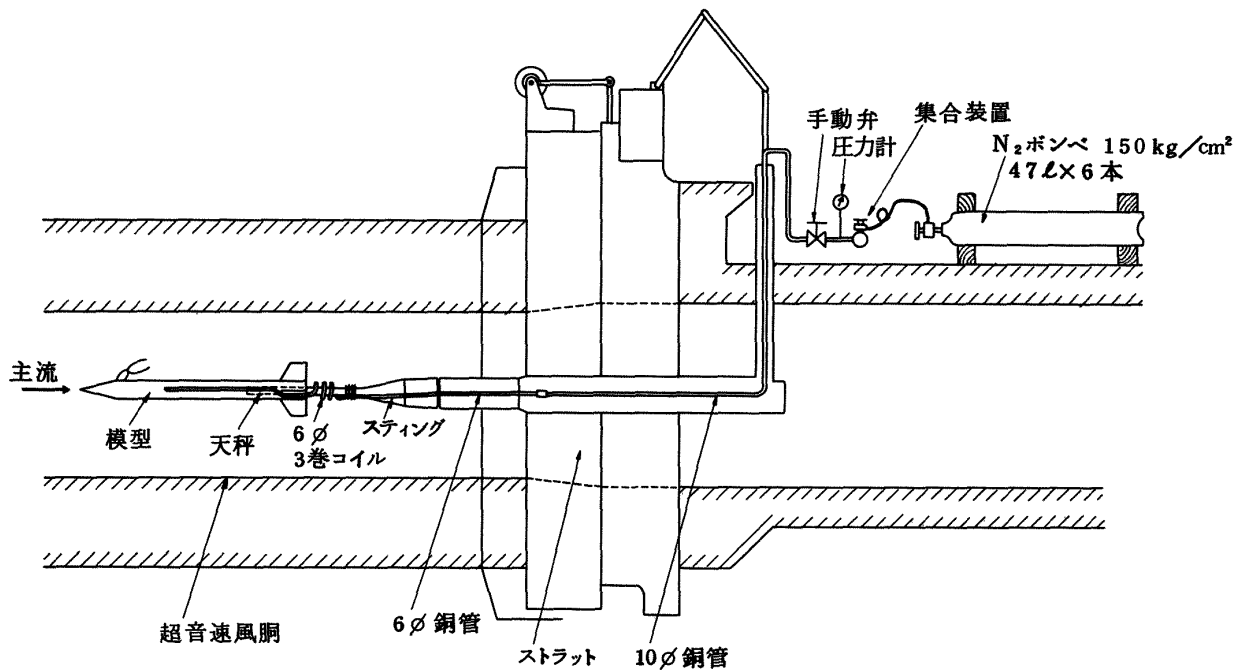


図2 高圧窒素ガス供給要領

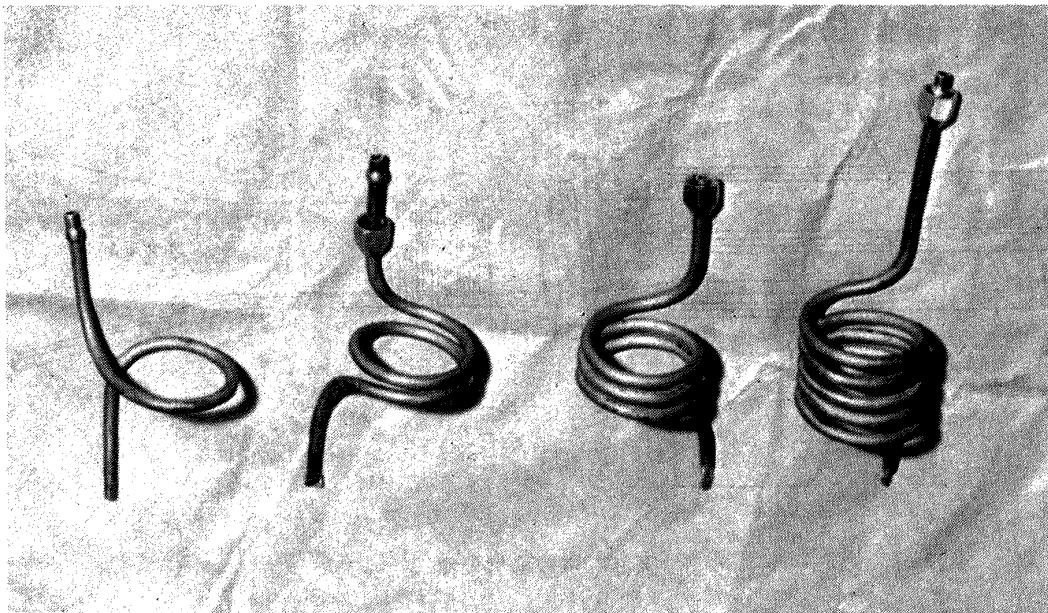


写真2 ガス供給用パイプの形状

で加熱した後、大気中でなまし、コイル状に整形して（写真2）両端を模型とステングに固定した。この取付要領を図3、写真3に示す。

導管を取付けたことにより、天秤特性が変わることが予想される。そこで風洞実験に入る前にコイルの巻数と天秤出力への干渉の大きさを調べた。まず導管を取付けないときの規定荷重に対する天秤出力を従来の天秤校正

法で計測し、次に導管を取付けて、前記と同じ要領で天秤出力を計測し、両者を比較した。尚、使用した天秤はTASK社製、1.5インチ直径内装式6分力天秤で、最大荷重容量は N_1 、 N_2 素子が453kg、X素子は68kg、R素子は13.8kg-mである。比較のために使用した導管は写真2に示すように1巻、2巻、3巻、5巻の4通りで、計測した天秤素子は N_1 、 N_2 、X、Rの4素子である。

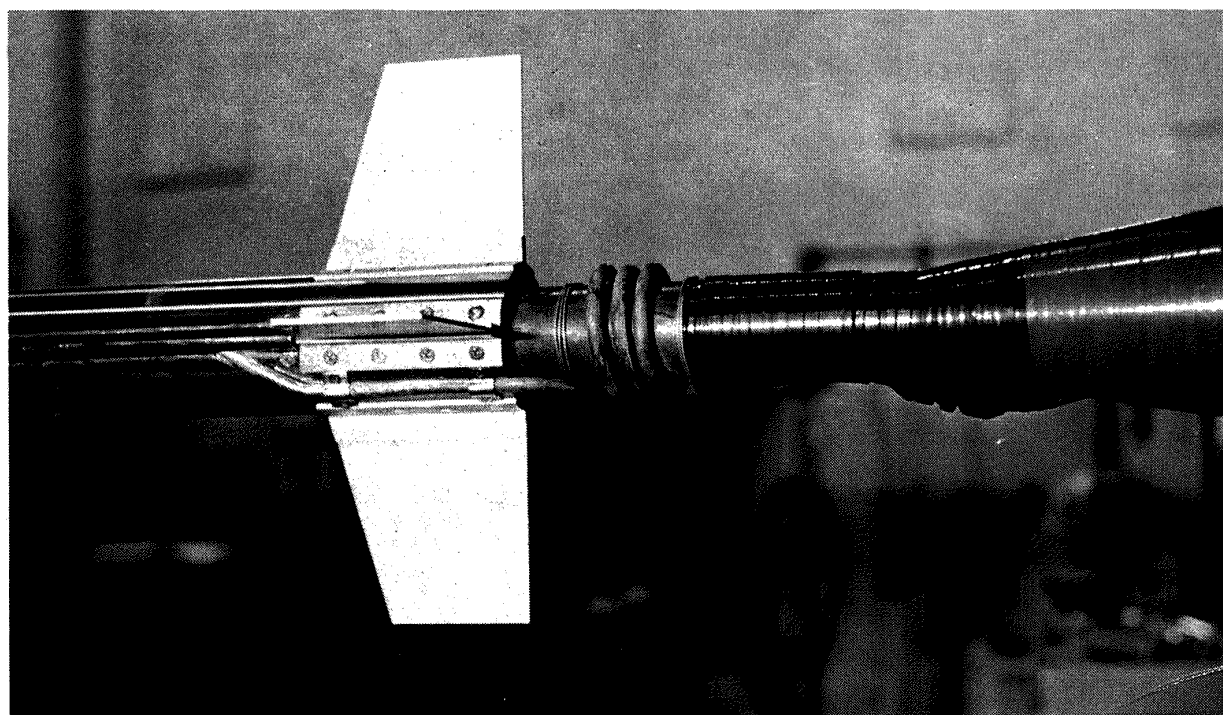


写真3 導管取付要領

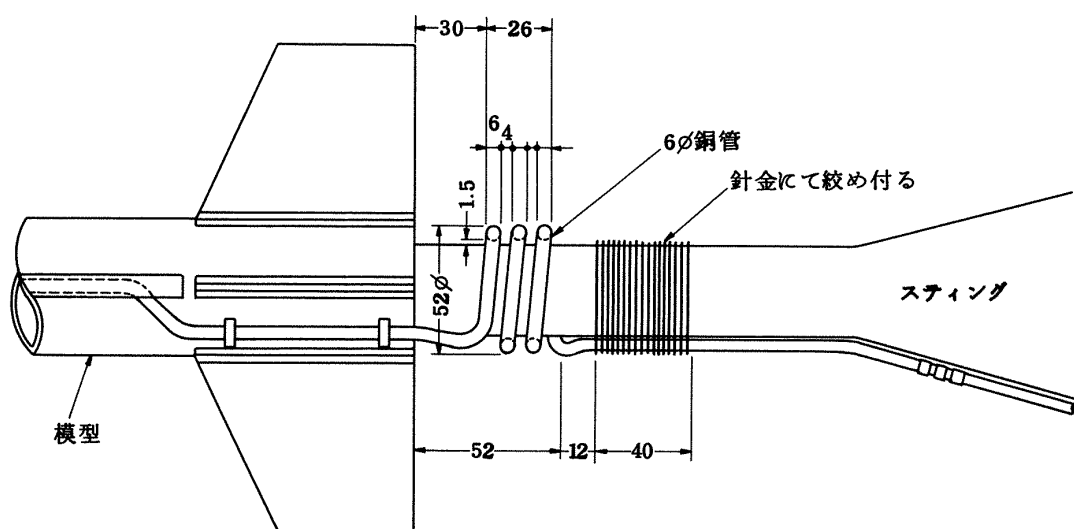


図3 導管取付要領

計測結果は図4に示すように、横軸に荷重、縦軸に導管を取付けたために生じる天秤出力の偏差をとった。導管のないときの出力を V_o 、導管を取付けたときの同一荷重に対する出力を V_p とすれば偏差(ε)は次式で定義される。

$$\varepsilon = \frac{V_p - V_o}{V_o} \times 100 (\%) \quad (1)$$

この結果を図4に示す。

図に示すように偏差 ε は1~2巻でおおよそ1.5%, 3巻以上では1.0%以下と見なすことができる。この計測

は同一条件で数回繰り返し、再現性のあることを確認した。以上の結果より、コイル巻数が3巻以上であれば天秤特性への影響が小さく、十分使用に耐えうることを確認してから、導管内に 70 kg/cm^2 の窒素ガスを封入し、さらに細部にわたる校正データを得た。この結果を図5~8に示す。各素子の主出力は0.5%以下で導管なしのデータと一致する、また他素子への干渉量は導管の有無で若干異なるが、この程度の違いなら、計算処理の過程で補正できるから従来と同程度の精度で力試験を行

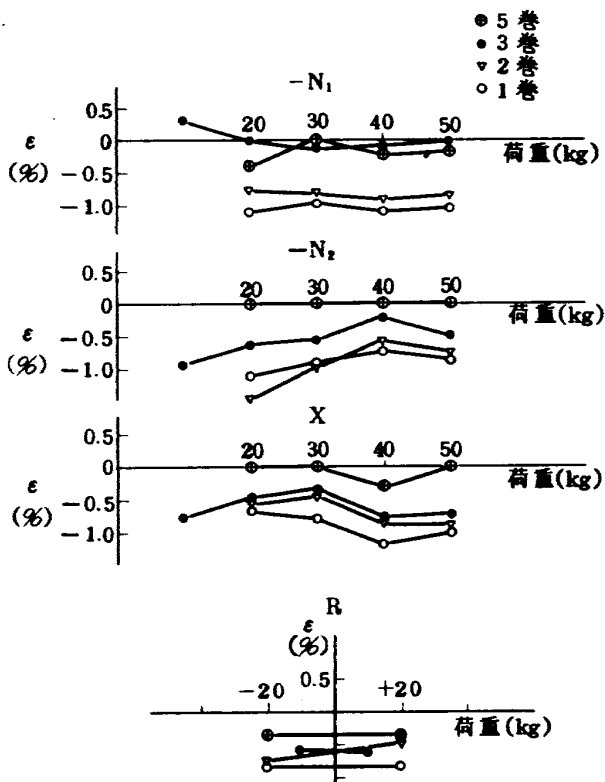


図4 導管の干渉

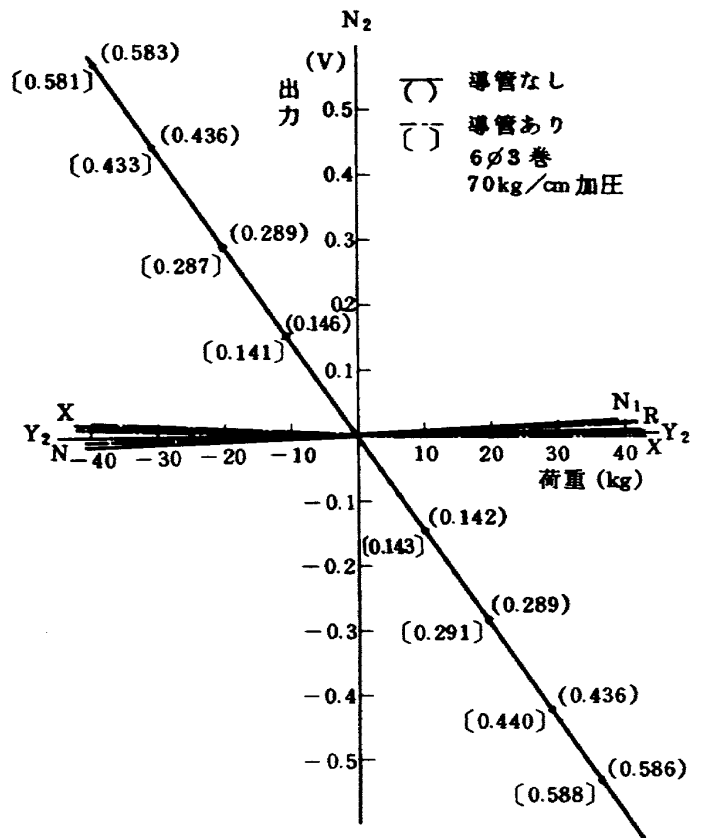


図6 天秤較正結果(2)

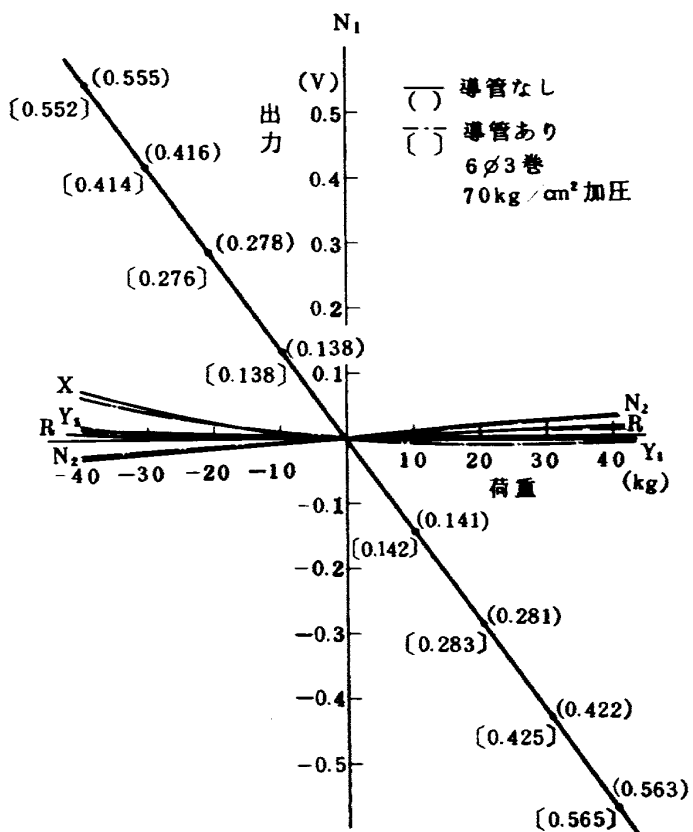


図5 天秤較正結果(1)

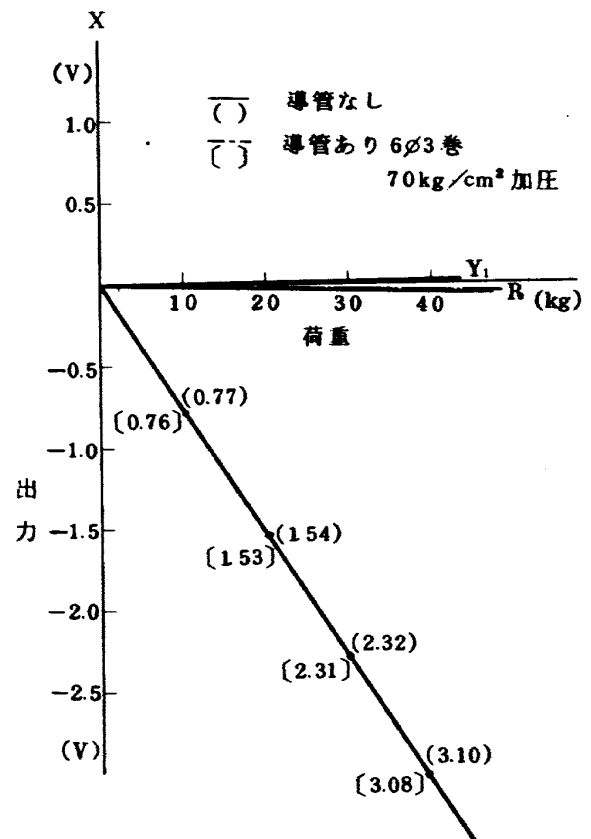


図7 天秤較正結果(3)

なうことができる。

実験はジェットを噴射しないときの全機模型および尾翼なし胴体模型の垂直力傾斜 C_{za} と圧力中心 X_{cp} を求め、次に模型支持角度を零度に固定して、風洞を起動し、主流が一様になってからジェット[off]のデータを取り、

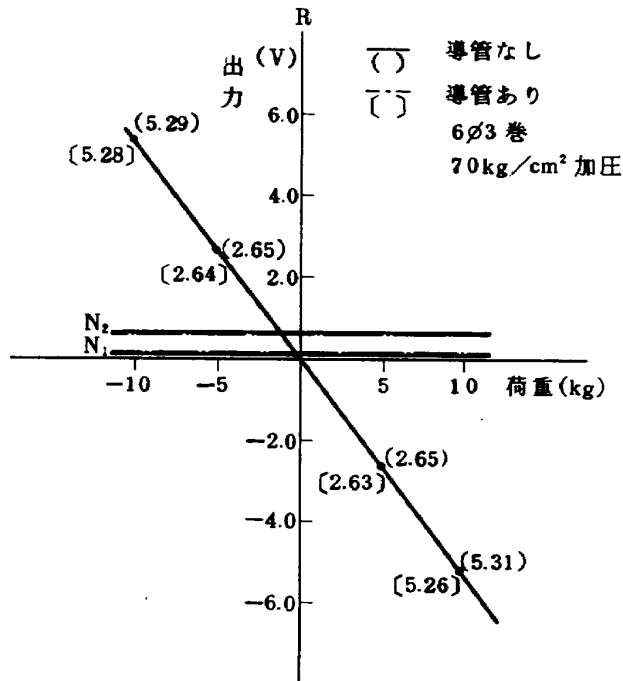


図8 天秤校正結果(4)

さらにジェットを噴射し、噴射圧力が一定になったことを確認してからジェット[on]のデータを取った。ジェットの噴射によって天秤の受ける力は4~6 kg という小さい量のため、主流の総圧、マッハ数、模型の迎角、計測装置のドリフト等の影響を受けやすい、そこで、それ等の誤差を相殺し、精度を高めるため、前記のように1ラン中にジェット[on] [off]のデータを取り、その差をジェット噴射時の垂直力測定値 Z_m とした。

4. 実験結果

実験は外径6mm, 3巻の導管を取付けた状態で全機模型及び尾翼なし胴体模型の2ケースについてジェット噴流なしで、主流マッハ数 M_∞ 、主流総圧 $P_{0\infty}$ を変えた3分力実験を8ラン、次にジェットを噴射して主流マッハ数 M_∞ 、主流総圧 $P_{0\infty}$ 、ジェット噴射圧 P_{0j} を変えたジェット実験を19ラン行なった。これを表1に示す。

表1で実験番号5, 22, 27は主流のない静止気体中(大気圧)にジェットを噴射した実験である、また実験番号6と7, 9と10, 11と12, 13と14, 16と17はそれぞれ実験の再現性、信頼性を確認するために同一条件で行なった実験である。

3分力実験より迎角零附近の垂直力傾斜 C_{za} 、先端まわりの縦ゆれモーメント傾斜 C_{mx} 、圧力中心 X_{cp} を求め、これを図9に示す。これらの結果は1964年1月に

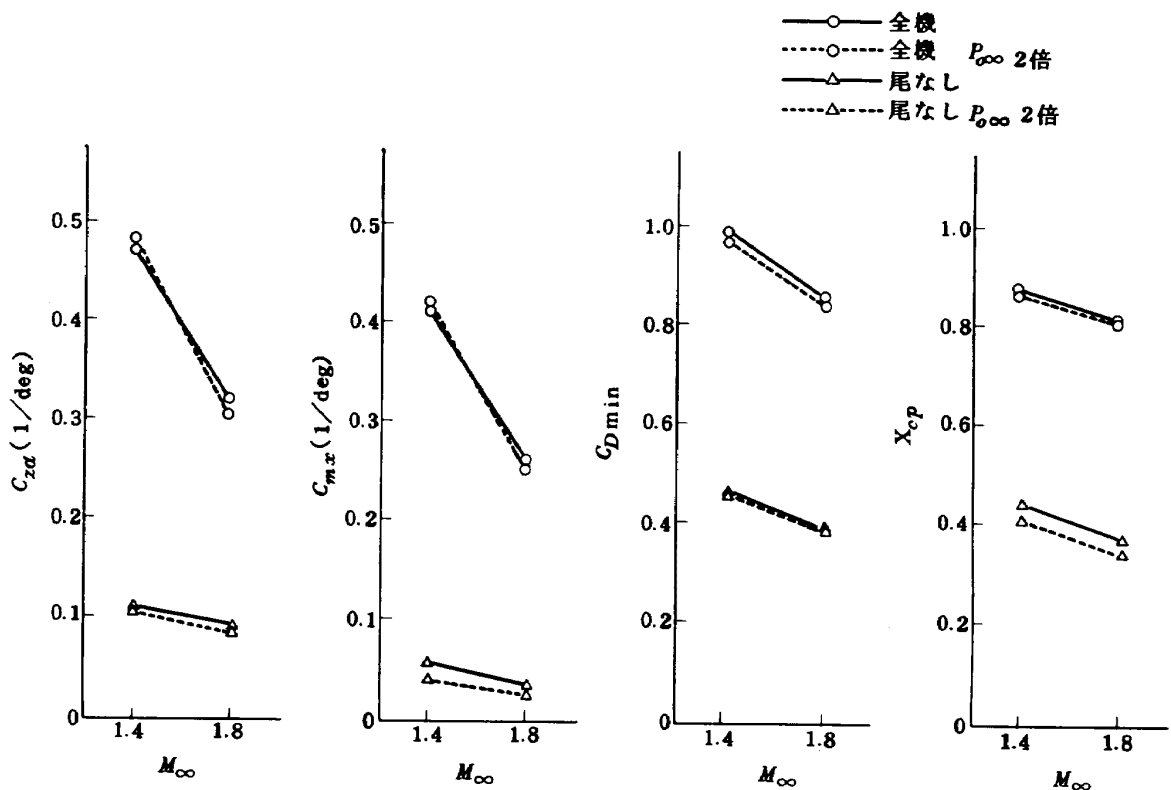


図9 3分力実験結果(導管付)

表 1

実験番号	M_∞	$P_{o\infty}$ kg/cm ²	$R_t, no.\infty$ $\times 10^7/m$	P_{oj} kg/cm ²	記号	備考
1	1.421	1.570	2.41	なし		全機模型 3分力試験
2	1.440	3.144	4.80	"		
3	1.824	1.966	2.72	"		
4	1.817	3.926	5.38	"		
5	なし			59~62		主流なしで大気中に ジェットを噴射
6	1.442	1.590	2.44	59~62	□	全機模型・ ジェット 実験
7	1.416	1.564	2.39	58~60	□	
8	1.416	2.328	3.57	57~59	◇	
9	1.419	3.102	4.75	58~60	◇	
10	1.427	3.138	4.81	59~61	◇	
11	1.819	1.965	2.69	58~60	●	
12	1.818	1.960	"	56~58	●	
13	1.818	1.960	"	48~49	■	
14	1.823	1.970	"	46~47	■	
15	1.873	2.368	3.24	58~60	◆	
16	1.819	3.975	5.45	60~61	▲	
17	1.816	3.926	5.38	58~60	▲	
18	1.424	1.533	2.35	なし		尾翼なし胴体模型 3分力試験
19	1.430	3.134	4.79	"		
20	1.823	1.966	2.69	"		
21	1.818	3.916	5.37	"		
22	なし			60~62		主流なしで大気中に ジェットを噴射
23	1.437	1.581	2.42	61~62	△	尾翼なし胴体 模型 実験
24	1.429	3.144	4.81	60~62	△	
25	1.822	1.954	2.68	59~61	▲	
26	1.820	3.951	5.42	58~60	▲	
27	なし			59~61		主流なしで大気中に ジェットを噴射

報告した一段式観測ロケットの超音速風洞試験⁵⁾結果とよく一致している。

次に主流のない静止気体中（大気）にジェットを天秤垂直力方向に噴射し、噴射推力と作用点を計測した。その結果を図 10 に、シュリーレン写真を写真 4 に示す。今回の実験はガス供給装置に調圧弁を備えていないため、噴射時間の経過と共にポンペ圧は低下する。そこで実験結果は横軸に噴射圧力 P_{oj} をとり、縦軸に噴射推力の方向を正としたときの天秤垂直力測定値 Z_m を、または先端を基準としたときの Z_m の作用中心の測定値 l_m/l_o をとった。この実験のように主流のない静止気体中へのジェットの噴射推力は実験値 Z_m と理論値 Z_j が一致するはずであるから

$$Z_m = Z_j = P_{oj} \cdot A_j (1 + \gamma_j M_j^2) - P_{\infty} \cdot A_j \quad (2)$$

となる。ここに、 $P_{oj} = 0.528 P_{oj}$ (kg/cm^2), $M_j = 1.0$,

$P_{\infty} = 1.03$ (kg/cm^2) であるから、この値を代入して計算すると、図 10 (a) の実線となる。

また図 10 (b) の実線は模型先端から実測したジェット・ノズルの中心までの距離（全長比 13.9%）である。この測定は計測精度のチェックのため、実験期間の初期（no. 5）と中間（no. 22）と終了時（no. 27）の 3 回にわたり行なったが、結果は図に示すように Z_m , l_m/l_o 共に実線とほぼ一致した。

次に超音速気流中（ $M_{\infty} = 1.4$ と $M_{\infty} = 1.8$ ）にジェットを噴射したとき、模型の受ける噴射方向の力 Z_m （天秤垂直力に同じ）と力の作用中心 l_m/l_o を計測した。この結果を図 11～21 に Z_m で示す。またシュリーレン写真の一例を写真 5 に示す。図 14～17 は全機模型で各マッハ数 M_{∞} における総圧 P_{∞} を常用の値、常用の 50% 増、100% 増の実験結果である。図 18～21 は尾翼なし胴体模型で同様に常用 P_{∞} 及び 100% 増 P_{∞} の実験

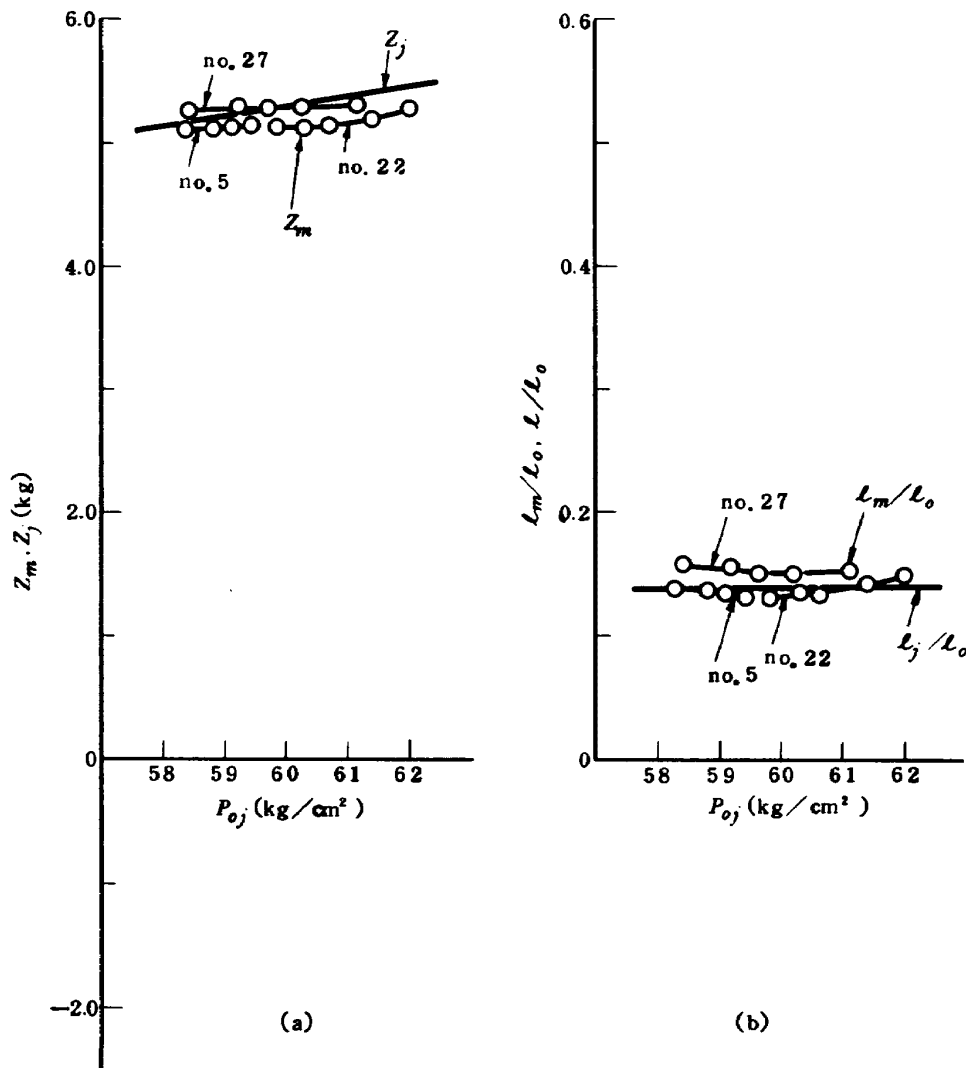


図 10 大気中への噴射実験，主流なし $P_{\infty} = 1.03 \text{ kg}/\text{cm}^2$
(実験番号 No. 5, No. 22, No. 27)

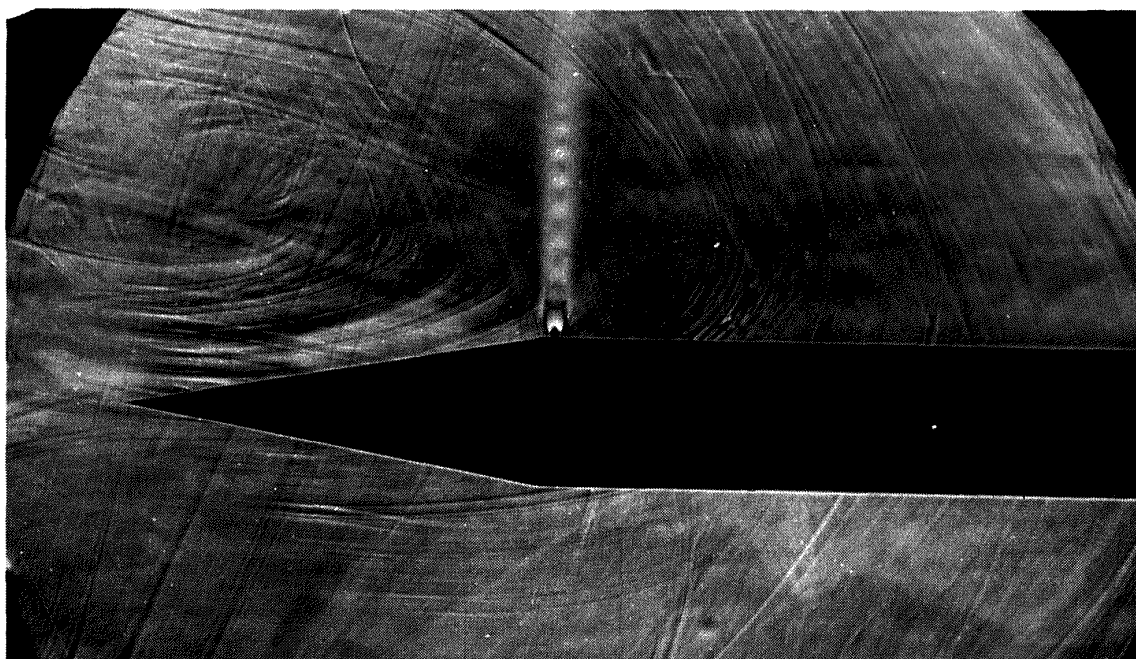


写真4 主流なし $P_{oj}=55.0$ $P_{\infty}=1.03$ (大気圧) $M_j=1.0$

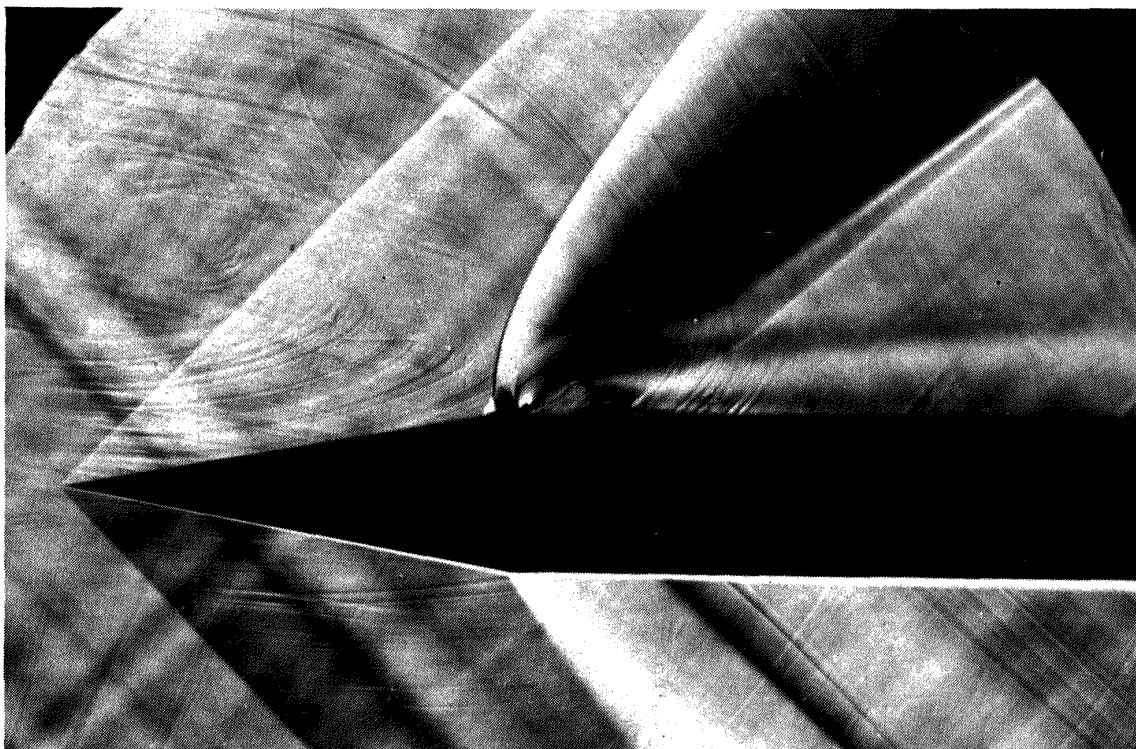


写真5 ジェット噴射口附近のシュリーレン写真

$M_{\infty}=1.4$ $M_j=1.0$ $P_{o\infty}=1.53$ (kg/cm^2) $P_{oj}=55.0$ (kg/cm^2)

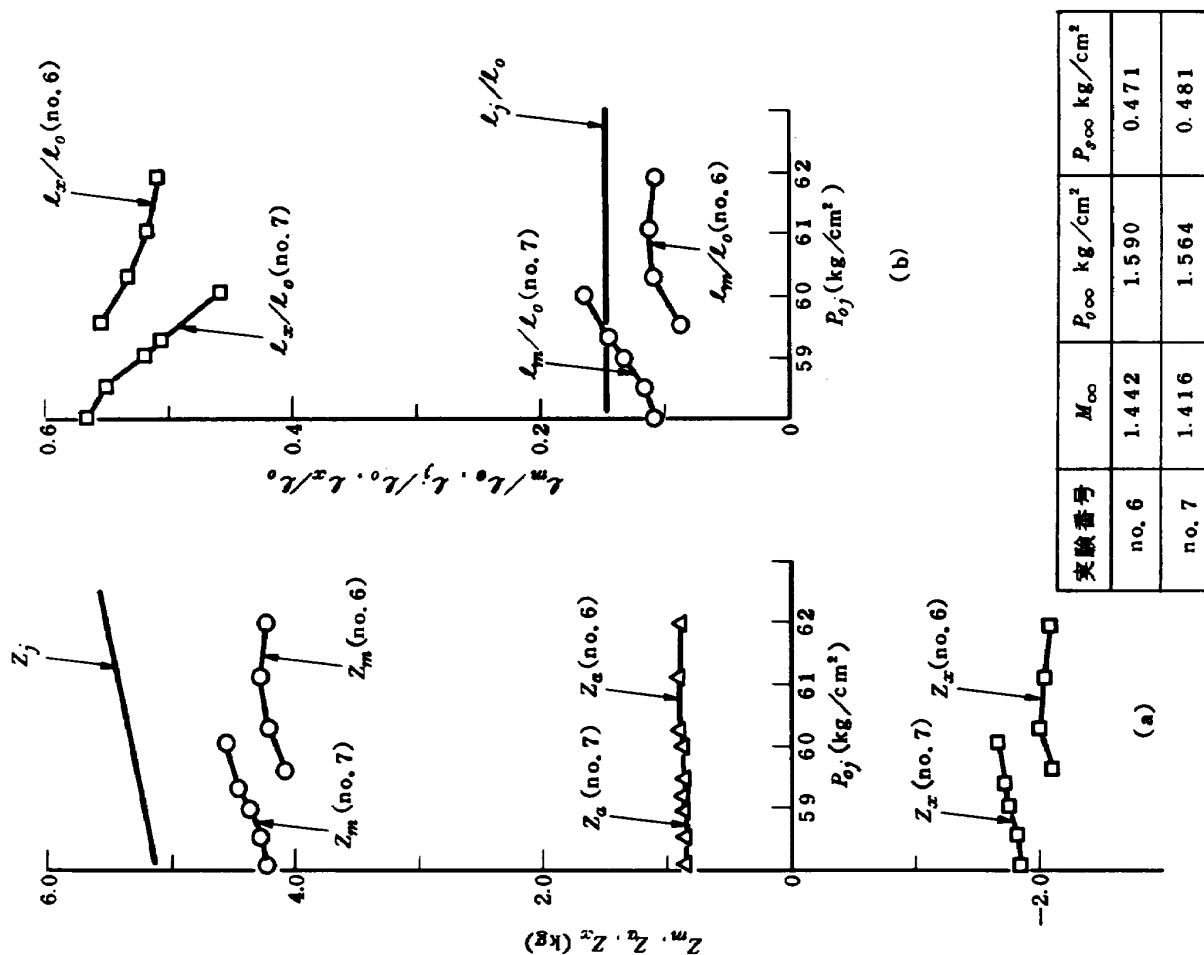


図 11 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

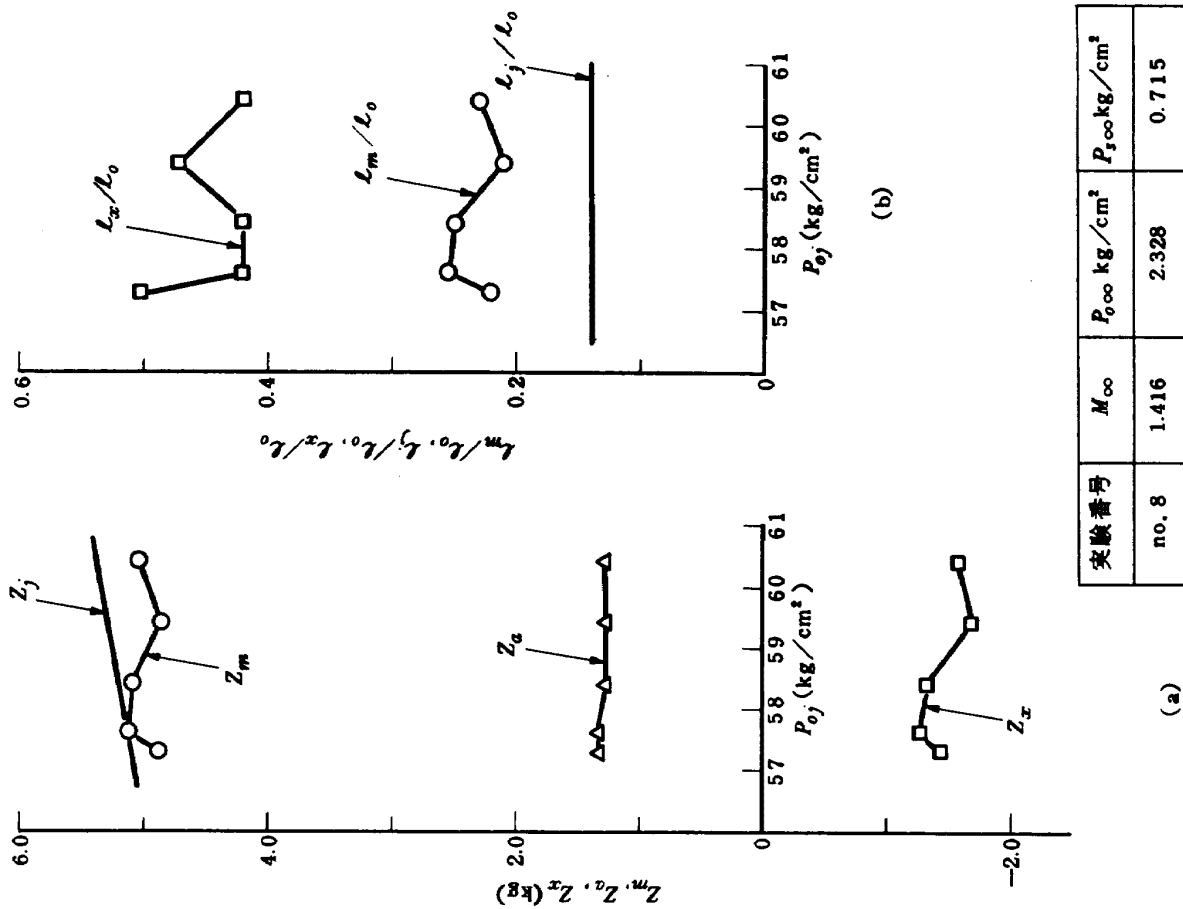


図 12 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

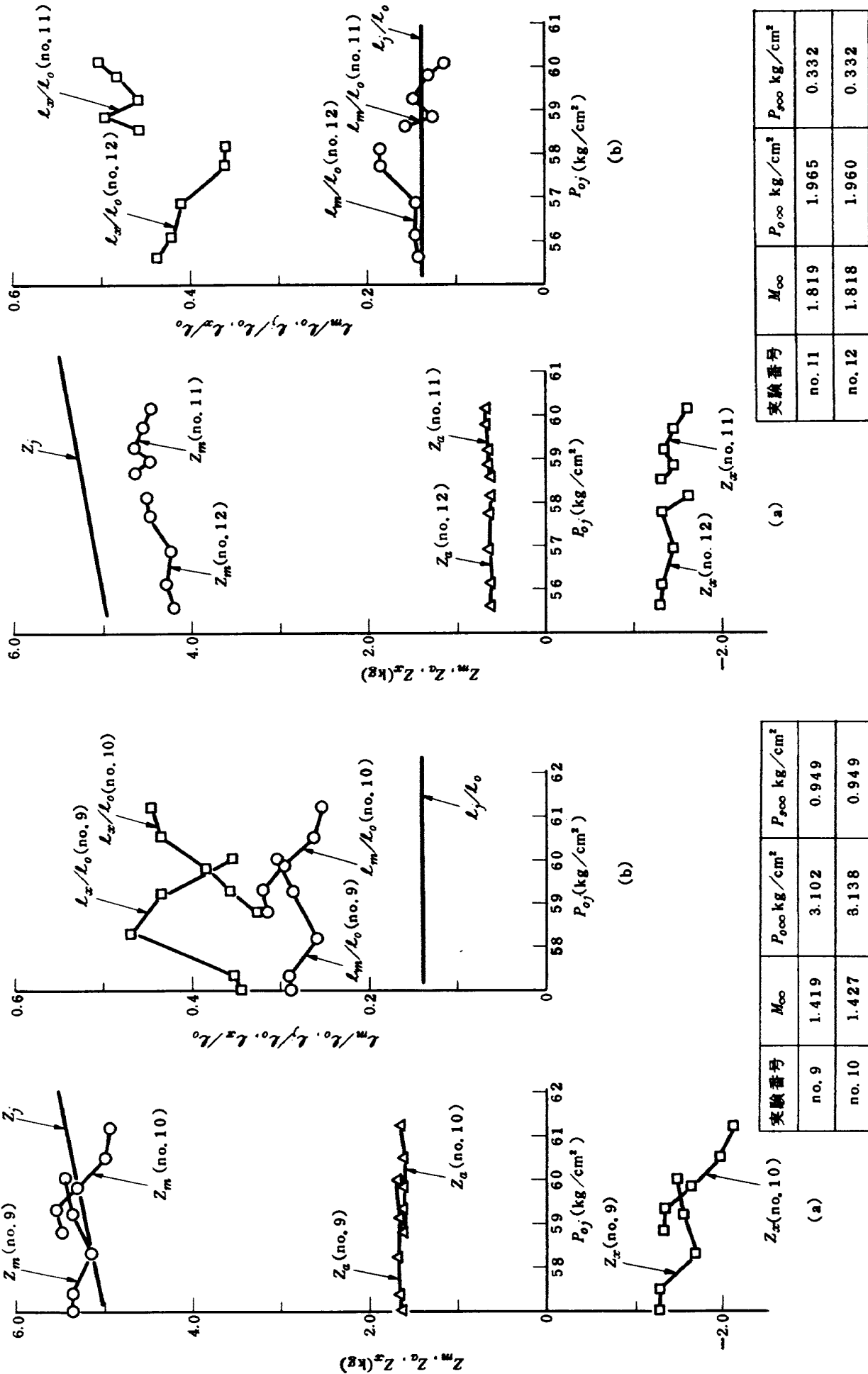


図 13 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

図 14 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

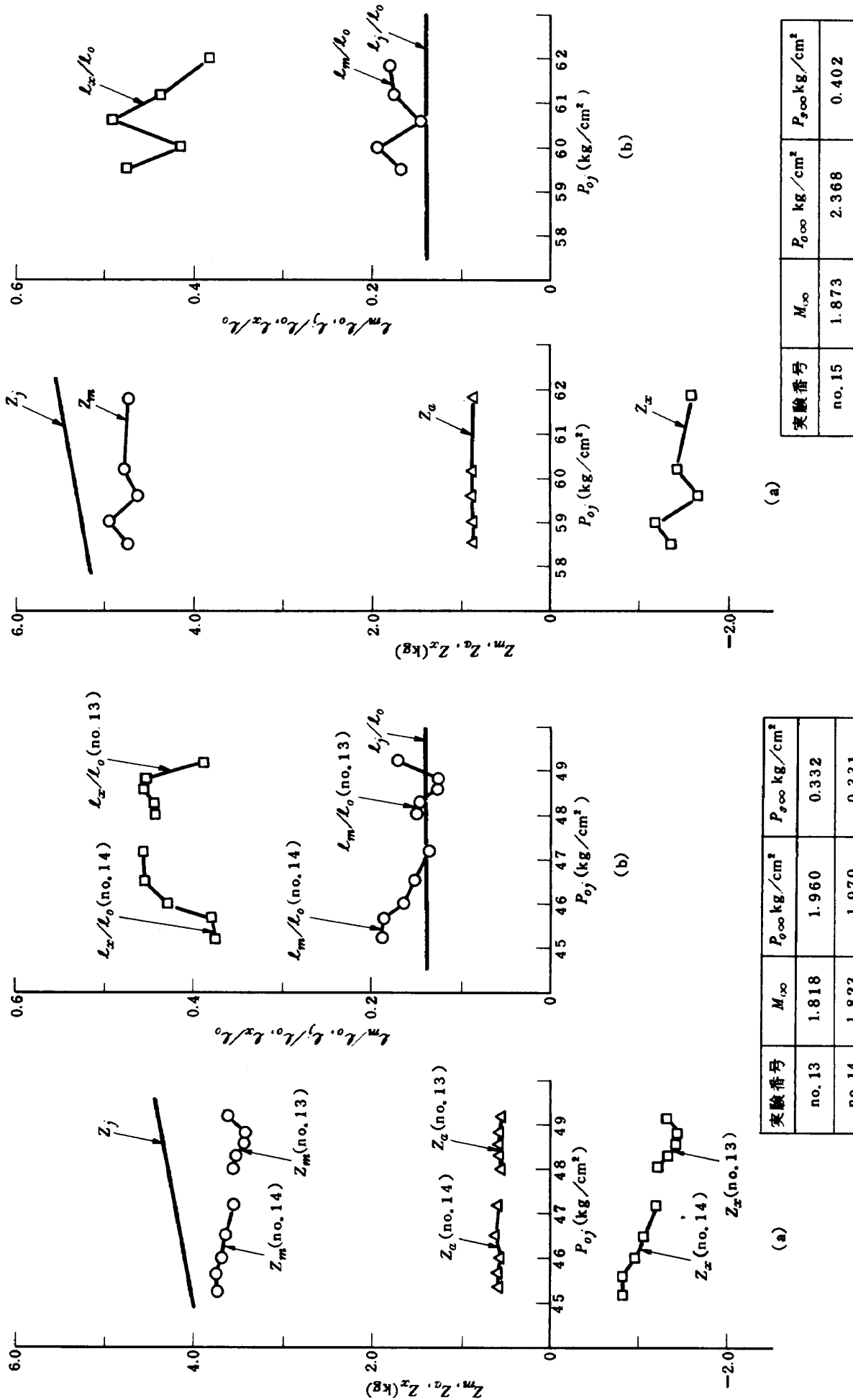


図 15 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

図 16 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

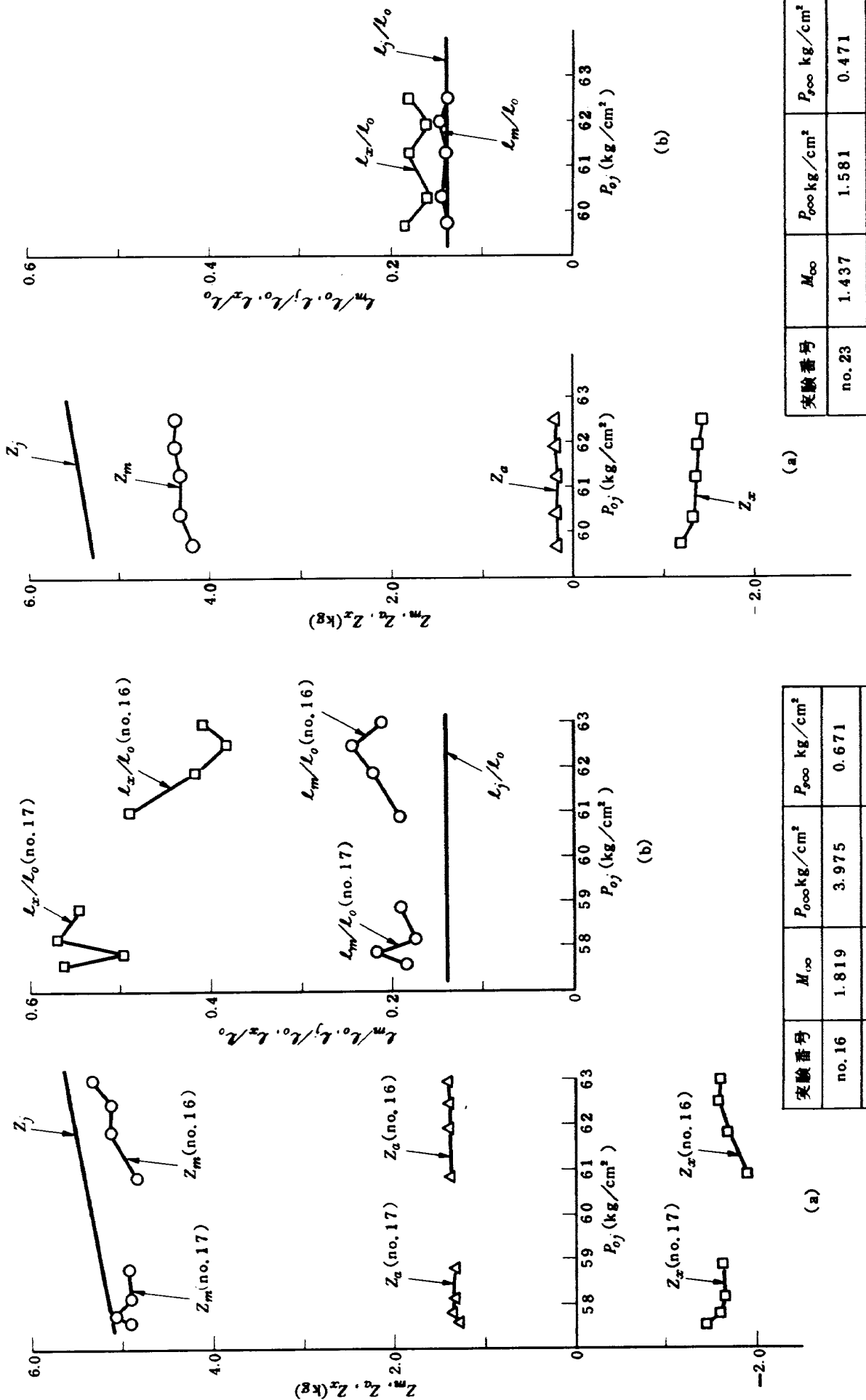


図 17 ジェット干渉実験結果 (全機模型)

実験番号	M_∞	$P_{0\infty}$ kg/cm^2	$P_{j\infty}$ kg/cm^2
no. 23	1.437	1.581	0.471

図 18 ジェット干渉実験結果 (尾翼なし胴体模型)

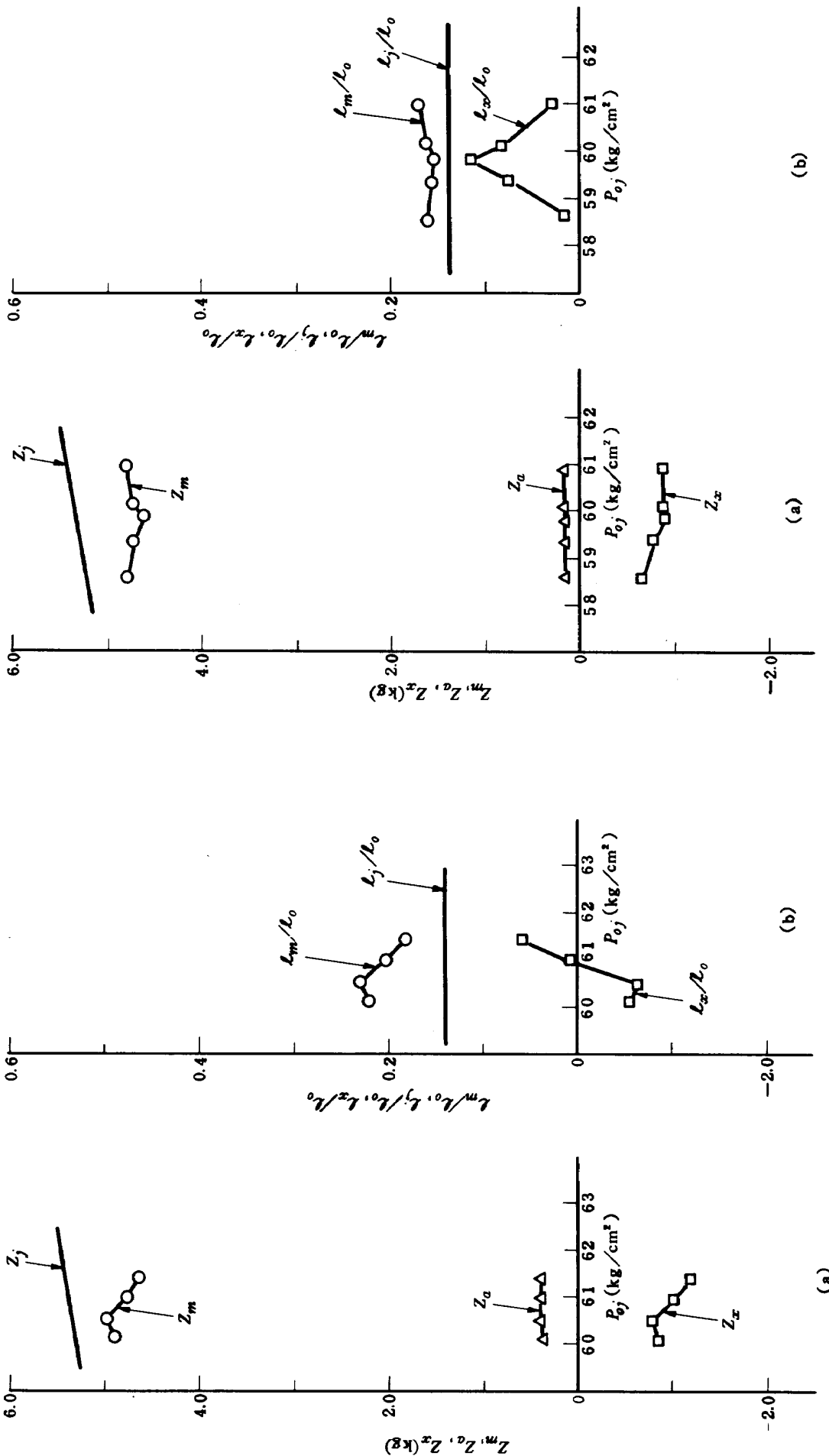


図 19 ジェット干渉実験結果 (尾翼なし胴体模型)

実験番号	M_∞	$P_{o,\infty} \text{ kg/cm}^2$	$P_{j,\infty} \text{ kg/cm}^2$
no. 24	1.429	3.144	0.948

実験番号	M_∞	$P_{o,\infty} \text{ kg/cm}^2$	$P_{j,\infty} \text{ kg/cm}^2$
no. 25	1.822	1.954	0.329

図 20 ジェット干渉実験結果 (尾翼なし胴体模型)

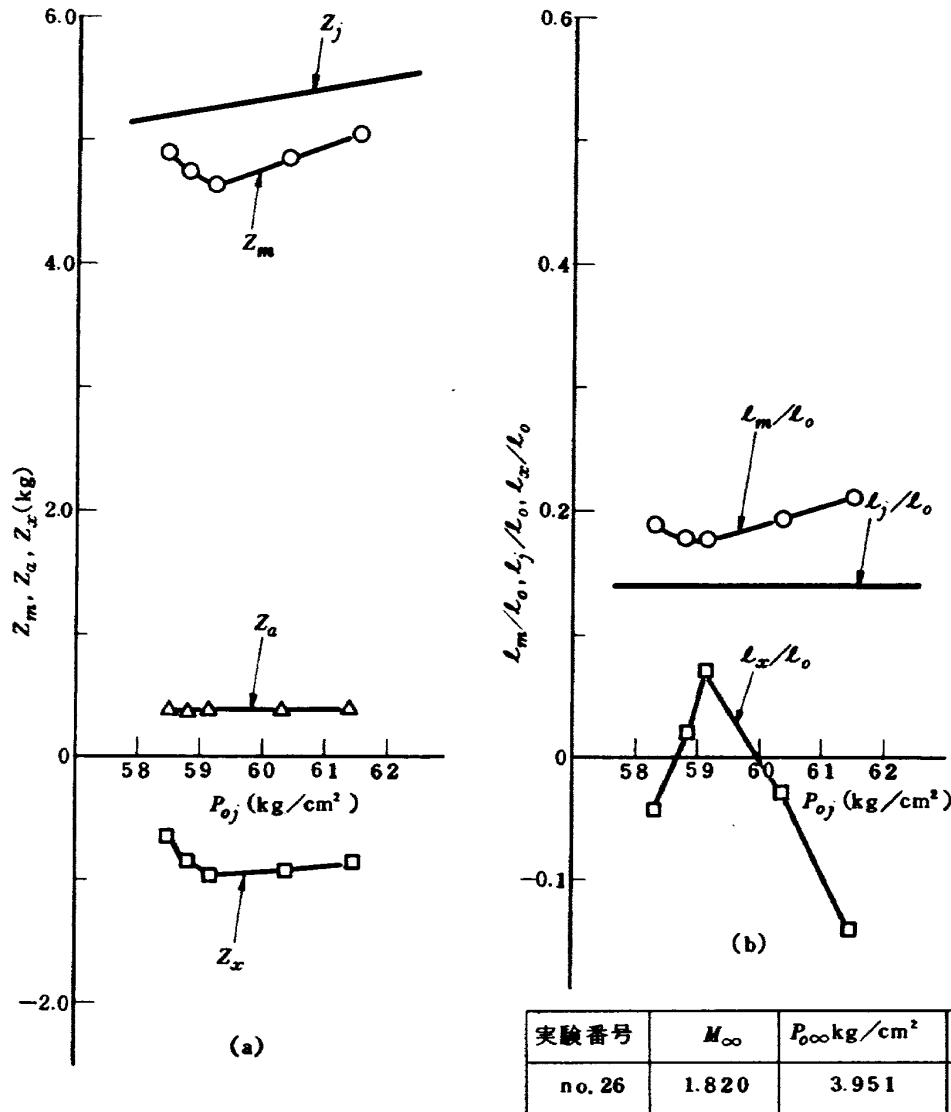


図21 ジェット干渉実験結果(尾翼なし胴体模型)

結果である。

ここでジェット流による干渉空気を解析する。図11 14, 15, 18, 20, で顕著に現われているが Z_m は Z_j より明らかに小さい。干渉空気が零であれば, Z_m は Z_j に等しくなり, また Z_m は Z_j より大きければ噴射推力を増す方向に干渉力が発生していることになる。 Z_m は Z_j より小さいと云うことは, ジェット流が胴体や尾翼と干渉し噴射推力を減少させる方向の干渉力が発生していることを示している。

さて超音速気流中でジェットを噴射したとき, 模型の受ける力は, (1)噴射推力 Z_j , (2)噴射推力によって天秤が撓むために主流に対し迎角を取る状態になり, このために生じる空気力 Z_a , (3)ジェットの噴射によって模型周囲の気流が乱れるために生じる干渉空気力 Z_x 等が考えられる。模型を撓みの生じない剛体で支持できれば(2)の

Z_a は生じない。またジェットを噴射したとき, 模型周囲の気流が乱れなければ(3)の Z_x は生じない。しかし, 今回の実験では Z_j, Z_a, Z_x のいずれもある値をもつと考えられるから, これ等を合力の測定値 Z_m から推定する。まず, Z_j, Z_a, Z_x のそれぞれを独立と仮定し, 相互の干渉はさらに高次の微量であるから無視するものとする。さて, Z_j は静止気体中への噴射力理論式(2)から算出する。 Z_a については先の仮定から噴射のないとき流れの中で主流に対し迎角を取った模型のうける空気力とみなせるから,

$$Z_a = C_{za} \cdot \alpha \cdot q \cdot A_b \quad (3)$$

ここに α は合力 Z_m が働くことによって, 主に天秤が撓むために現れる迎角であり, 荷重試験によって,

$$\alpha = 0.033 \ell_m \cdot Z_m \quad [^\circ] \quad (4)$$

として求められる。

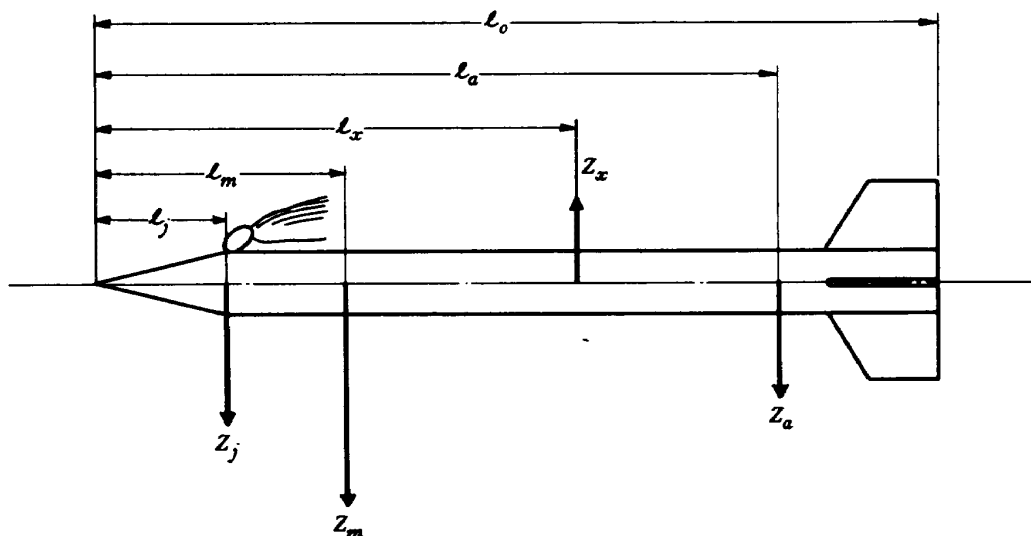


図 22 模型に働く力の方向と作用点

Z_j と Z_a が決まれば、ジェット噴射によって生じる干渉空気力 Z_x は

$$Z_x = Z_m - (Z_j + Z_a) \quad [\text{kg}] \quad (5)$$

として得られる

また Z_m , Z_j , Z_a の先端まわり縦ゆれモーメント M_m , M_j , M_a は

$$M_m = l_1 \cdot Z_{m1} + l_2 \cdot Z_{m2} \quad [\text{kg} \cdot \text{m}] \quad (6)$$

$$M_j = l_j \cdot Z_j \quad [\text{kg} \cdot \text{m}] \quad (7)$$

$$M_a = l_a \cdot Z_a \quad [\text{kg} \cdot \text{m}] \quad (8)$$

となる。ただし l_1 , l_2 は先端から天秤の各受感素子までの距離、 Z_{m1} , Z_{m2} は Z_m を受けているときの天秤垂直力素子の出力、 l_j は先端からジェット・ノズルの中心までの距離、 l_a はジェットなしの三分力実験の先端から圧力中心までの距離である。

模型に働くそれぞれの力の方向と作用点の関係を図 22 に示す。ここで Z_m によるモーメント M_m は Z_j , Z_a , Z_x によるモーメント M_j , M_a , M_x の総和に等しいと考えられる

つまり

$$M_m = M_j + M_a + M_x \quad (9)$$

したがって、 l_x は次式で求められる。

$$l_x = \frac{M_m - (M_j + M_a)}{Z_x} \quad (10)$$

(2)式(3)式(5)式(10)式より求めた Z_j , Z_a , Z_x , l_x を図 11 ~ 21 に Z_m , l_m と比較のためプロットした。以上のよう整理して見ると、たとえば、図 11 の $P_{0\infty}$ の低い実験と図 13 の $P_{0\infty}$ の高い実験の Z_j と Z_m の差はそれぞれ異なるが、 Z_x および l_x はほぼ同じ値となることがわ

かる。そこで今回のジェット実験のすべての Z_x および l_x を図 23 にプロットした。横軸は主流静圧 $P_{0\infty}$ を取り、記号の内部が空白のものは $M_\infty = 1.4$, 内部を塗りつぶしたものは $M_\infty = 1.8$ の実験例である。また記号の中心位置は数個のデータの算術平均であり、線の長さはバラツキの程度を示している。

5. 実験結果のまとめ

以上の結果より今回の実験範囲に対して次の結論を得た。

- (1) サイド・ジェットによる干渉空気力はジェットの噴射推力を減少させる方向に働く。
- (2) 干渉空気力の大きさは実験した一段式ロケットの場合、胴体および尾翼を合わせて噴射推力の 20~40 % である。
- (3) 胴体と尾翼に発生する干渉力の割合はほぼ半々である。
- (4) 干渉力はマッハ数 (1.4 ~ 1.8 の範囲で)、主流静圧、噴射圧力 (45~65 kg/cm² の範囲で) の違いによる効果は顕著でない。
- (5) 干渉力の発生する平均的な位置は全機模型で先端を基準として全長の 35~55 % の範囲、尾翼なし模型で噴射ノズル附近である。

6. 考 察

ここで干渉空気力が噴射推力を減少させる方向に発生す原因について若干考察を試みる。

平板翼からジェットを噴射させて翼面上の圧力分布を

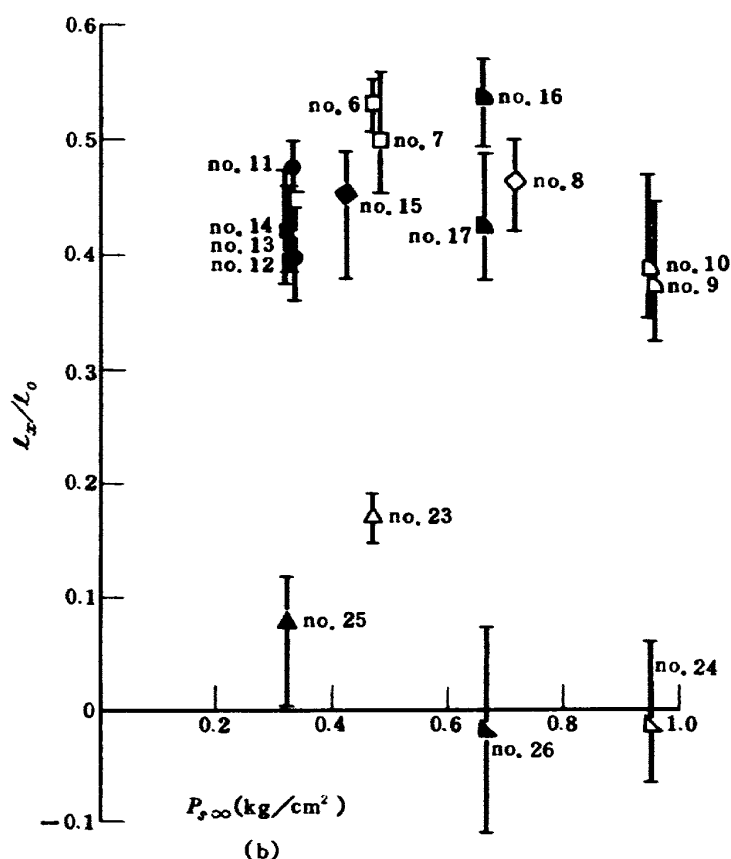
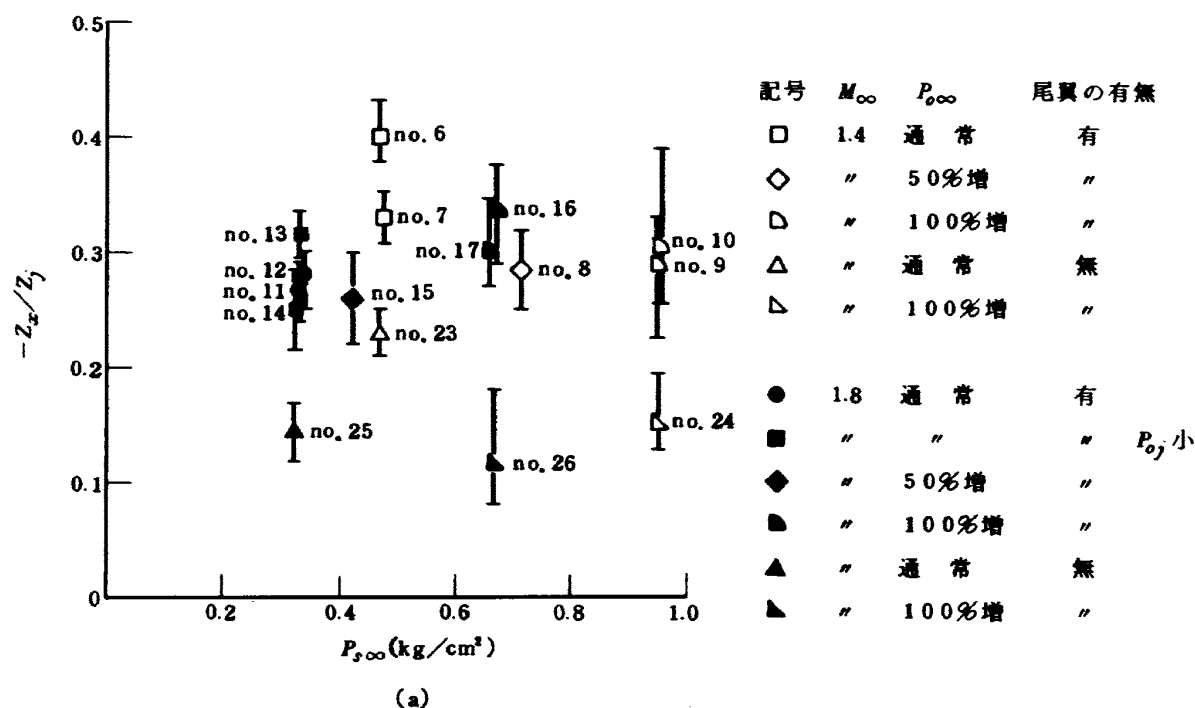


図 23 サイド・ジェットによる干渉空気力と作用点

調べた研究は今までに数多く行なわれている。一般に不足膨脹音速ジェットの定性的な流れ場のパターンは図24のようになる。ジェット流は噴射口を出ると急速に拡がり、主流の動圧によって下流に曲げられる。また下流に曲げられたジェット流内部に垂直衝撃波（マッハ・ディ

スク）が発生し、その下流の流れは亜音速となる。ジェットと主流との干渉による翼面上の干渉圧力は一様流の静圧に比べジェットの上流で高く、下流で低くなる。著者等の行なった今回の実験はNASA TND-649⁷⁾の実験条件に近いので、この文献の実験結果を引用する（表

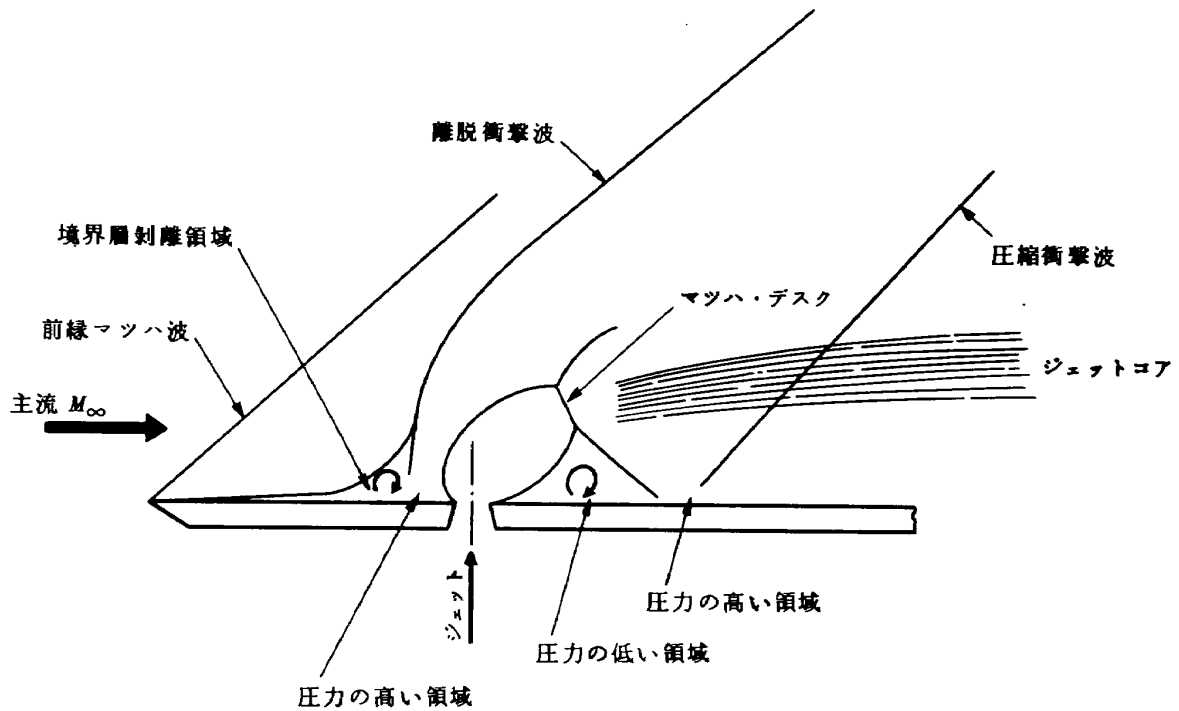


図 24 噴射口近傍のジェット流

表 2

	翼 型	M_∞	$Re, no. \infty$	M_j	d_j (mm)	$P_{0j}/P_{s\infty}$	実験番号
NASA TND-649	平板翼	2.0	$4.4 \times 10^7/m$	1.0	5.08	60 110	
NAL 今回の実験	一段式 ロケット	1.4	$2.44 \times 10^7/m$	"	3.0	125	no. 6
			$4.75 \times 10^7/m$	"	"	63	no. 9
		1.8	$2.69 \times 10^7/m$	"	"	182	no. 11
			$3.97 \times 10^7/m$	"	"	90	no. 16

 d_j 噴射口直径

2 参照)。図 25 は主流マッハ数 2.0 で平板翼面から音速ジェットを噴射させたときの upstream, downstream の干渉圧力分布である。この結果より上流側で噴射口径の約 7 倍まで

$C_p \left(\frac{P - P_{s\infty}}{q_\infty} \right)$ 値は正となり、下流で噴射口径の 12 倍附

近まで負、その下流で正に逆転した後、約 40 倍まで負の値が残る、NASA TND-649 の実験では平板翼面上で 48 点の圧力孔を設け、測定した干渉 C_p 値を積分して翼面に発生する干渉力を推定している。この結果を図 26 に示す。注目すべきことは干渉力 Z_x が著者等の実験同様負になること、また $P_{0j}/P_{s\infty}$ の値が 100 以上で Z_x/Z_j の値が -0.3 程度になること等である。

ロケット模型のような円筒胴体上の干渉圧力は当然平板翼に比べ、小さな値をとることが予想されるが、図 27 の実験結果はそれを証明している。

さて、平板翼とロケット胴体模型のジェットによって発生する干渉力を比較する適当な資料が見当たらないが図 26、図 27 を参照すると、 Z_x/Z_j の値で -0.2 ~ -0.1 と見ることが妥当であろう。この値は今回の尾翼なし胴体ジェット実験 (no. 24, no. 25, no. 26) とよく一致している。

次に尾翼への干渉について考察する。ジェット流のコアの近傍の流れは温度、静圧、総圧、速度などいずれも一様流と異なり、非常に複雑になっているものと思われるが、詳細な資料はない。噴射口より下流 (噴射口の

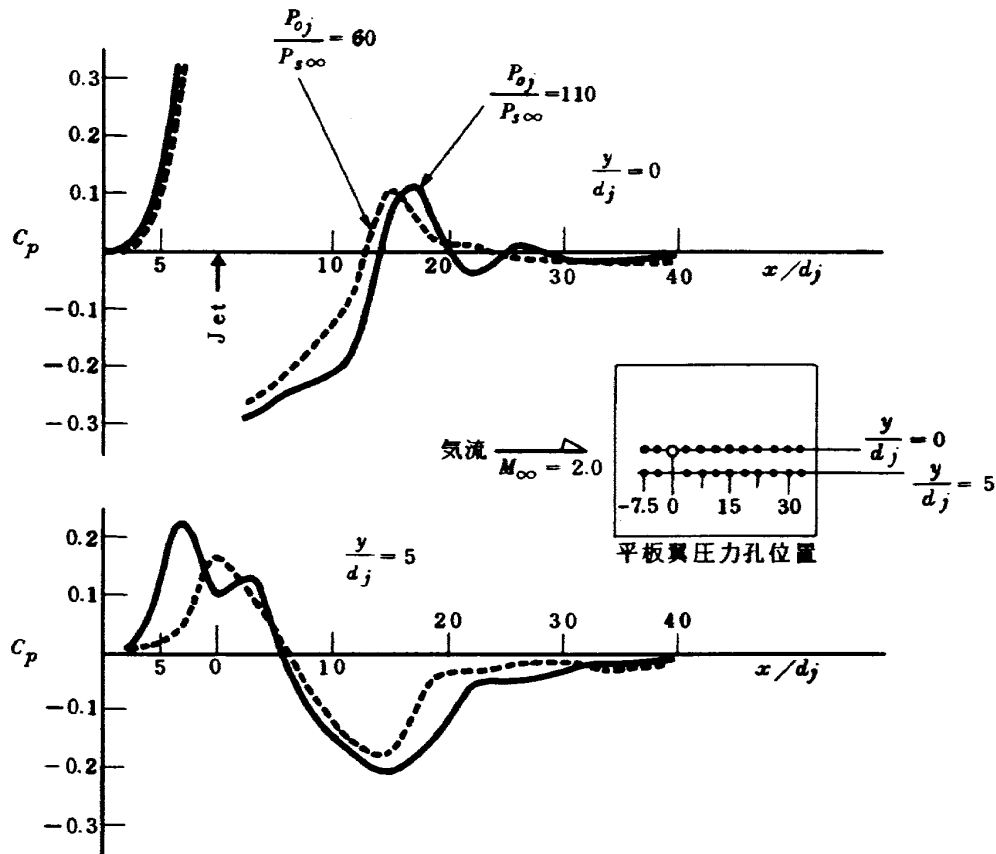


図25 平板翼面のジェットによる圧力変化
($M_j = 1.0$ $d_j = 0.2$ inch) (文献 NASA TND-649)

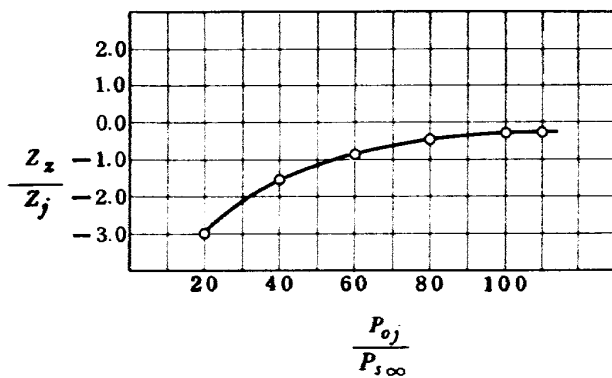


図26 平板翼の圧力分布より求めたジェット干渉力
ジェットは0.2インチの音速ノズルより噴射, $M_\infty = 2.0$
(文献 NASA TND-649)

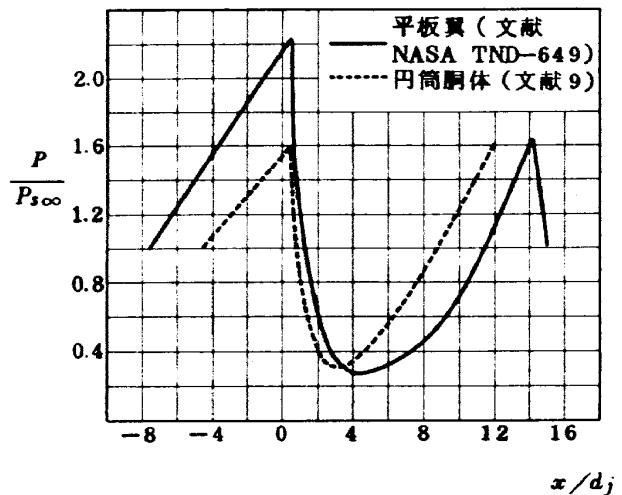


図27 平板翼と円筒胴体の噴射口中心線上の圧力

比の比較 $\frac{P_{oj}}{P_{s\infty}} = 50.5$

100~300倍)のコアより離れた部分の流れの温度、圧力は一様流に近い値に回復しているものと思われるので今回の実験のように、噴射口より90°位相のずれた水平尾翼に垂直力が発生するためにはジェット下流に図28に示すような渦が発生しているものと想定できる。この

渦を確認するために下流にビトー管を挿入して速度ベクトルを測定した結果、一対の渦を確認したがさらに詳細のデータを得た後、報告書として発表する予定である。

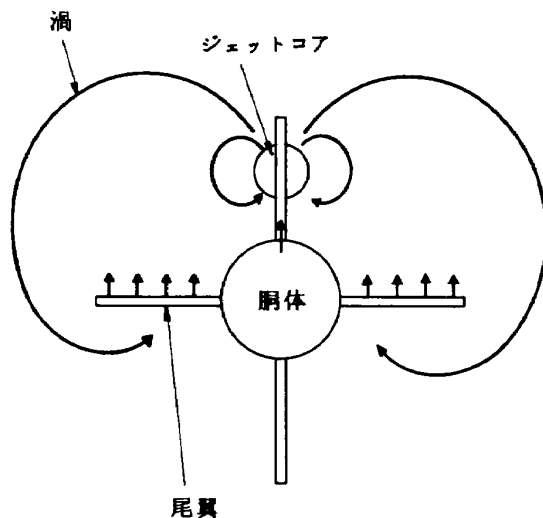


図 28 ジェット流により生じる渦と尾翼に働く揚力の関係 (下流より見る)

7. あとがき

今回の報告は有翼ロケットのサイド・ジェットによる干渉空気を模型に内装した天秤により計測した。その結果、胴体及び尾翼に働く干渉力は、今回の実験範囲では噴射推力を減少させる方向に生じることが明らかになった。今回の超音速気流中のサイドジェット風洞実験はガスの供給装置や風洞の諸条件から干渉力が数キログラムと云うような小さな値のため、計測結果にバラツキが大きかった。今後、精度向上のためにさらに研究を進める必要がある。また、後は主流のマッハ数、噴射圧力、噴射方向等のパラメータの実験範囲を広げると共に、干渉力発生のメカニズムを解明するためにジェット下流の気流測定や胴体及び尾翼面の圧力分布を調べる方向にこの研究を進めたいと思っている。

最後に、この実験を行なうにあたって種々御指導いただいた超音速風洞計測研究室の谷喬室長及び制御研究室の河本巖室長に感謝の意を表します。また模型の製作、高圧ガス装置の改良で清水福寿技官に、計測方法の精度向上で関根英夫技官に協力いただいたことを特記します。風洞運転には超音速風洞制御研究室・計測研究室及び第一制御研究室の方々の協力をいただいたことを付記します。

8. 参考文献

- 1) 谷・高島・関根・中村：ロケット模型の動安定微係数の測定，航空宇宙技術研究所報告 TM-221，1972 年 5 月
- 2) 毛利：ガスジェットによるロケットのロール制御に

ついて，航空宇宙技術研究所報告 TM-256，1974 年 5 月

- 3) 航空技術研究所空気力学第二部：1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造，航空技術研究所報告 TR-26，1962 年 10 月
- 4) 原・高島・関根・中・戸川：吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について(II)，航空宇宙技術研究所報告 TM-60，1965 年 9 月
- 5) 谷・原・榊原・外立：一段式観測ロケットの超音速風洞試験，航空宇宙技術研究所報告 TM-28，1964 年 1 月
- 6) R.W. CUBBISON, B.H. ANDERSON and J.J. WARD: "Surface Pressure Distribution with a Sonic Jet Normal to Adjacent Flat Surfaces at Mach 2.92 to 6.4," NASA TND-580 (1961)
- 7) J.J. JANOS: "Loads Induced on a Flat-Plate Wing by an Air Jet Exhausting perpendicularly Through the Wing and Normal to a Free-Stream Flow of Mach Number 2.0," NASA TND-649, 1961.
- 8) L. WILLIAM: "Loads Induced on a Flat-Plate at a Mach Number of 4.5 with a Sonic or Supersonic Jet Exhausting Normal to the Surface," NASA TND-1935, (1963)
- 9) M.V. MORKOVIN, C.A. PIEREE and C.E. CRAVEN: "Interaction of a Side Jet with a Supersonic Main Stream," Bull. No. 35, Eng. Res. Inst., Univ. of Michigan, sept (1952)

航空宇宙技術研究所資料280号

昭和50年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
