

ショック・タンネル気流内での物体の運動解析

籾田元紀・寺田守男・塚本茂樹

1. はじめに

宇宙飛しょう体の設計にあたり、姿勢の空力安定特性や減衰特性などの動特性は非常に重要な要素であり、これに関して十分な知識が必要とされる。これらの動特性を研究するため、パリスティック・レンジが開発され、自由飛行法による相似実験が数多く行なわれてきた。また、通常の高速度風洞や気流持続時間は短かいが簡単な装置であるショック・タンネルやホット・タンネル等の衝撃風洞などを用い、風洞気流中での自由落下法や自由振動法によって飛しょう体の動特性の研究がなされてきた。(後者の研究については、例えば、Dayman [1], Levin [2], Richard [3] 等などを参照)。しかし、これらの研究は主として軸対称物体に関するもので、非対称物体に関するものは比較的少ない。

筆者らはショック・タンネルを用い、自由落下法によって、揚力飛しょう体などの非対称物体の超音速における動特性を調べる実験を試みた。まだ、予備実験の段階であるが、以下にこれまでの経過を報告したい。

2. 実験方法

まず実験手順を概略説明しよう。ショック・タンネル作動前、写真1のように測定部上流で細い支持棒に模型を取付けておく。ただし、この例は二つの模型で同時に実験する場合である。作動後、模型は気流の空気力で支持棒から離され、気流中を自由に飛しょうする。そしてこの運動を観測窓を通して高速度カメラで撮影する(図1)。最後に、重心ならびに姿勢の運動解析から模型の静安定微係数 $C_{m\dot{\alpha}}$ 、縦揺減衰微係数 $C_{m\ddot{\alpha}}$ 、法線力係数 C_N 、抵抗係数 C_D 、などの空力特性を求める。以上が実験手順のあらましである。なお、このショック・タンネルでは測定部断面は $15\text{ cm} \times 15\text{ cm}$ 、観測窓は円形で直径 10 cm である。気流条件は以下に述べる条件を考慮してマッハ数 $M_\infty = 2.8$ 、よどみ点圧力 $P_0 = 4\text{ kg/cm}^2$ 、動圧 $q_\infty = 0.8\text{ kg/cm}^2$ とした。また、高速度カメラの撮影速度は気流持続時間との兼合いで $4 \sim 5 \times 10^3\text{ f/s}$ とした。なお、この種の実験を有効なものにするには幾つかの条件が充されることが望ましい。すなわち、

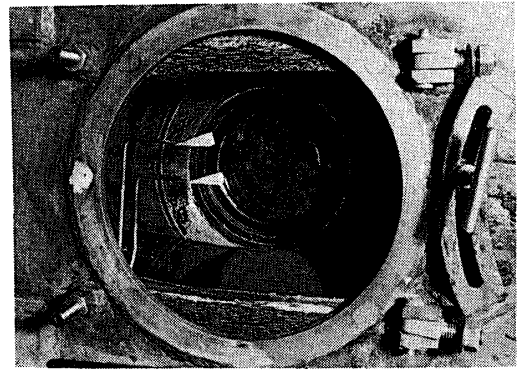


写真1

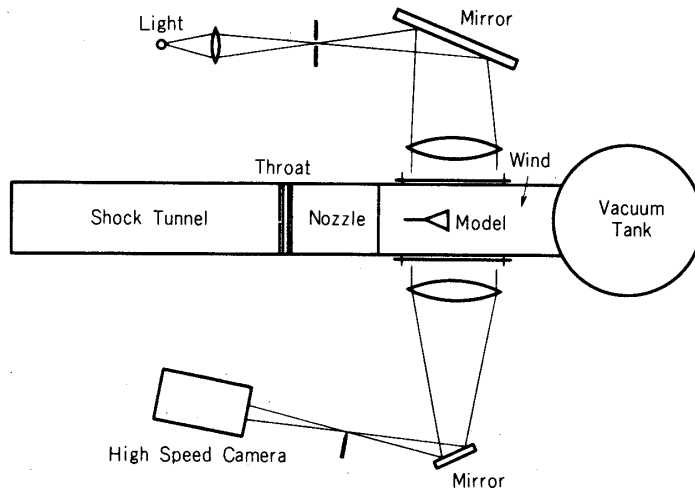


図 1

(1) 模型が観測窓を通過する時間 t_1 (観測時間) は気流持続時間 t_0 より大きいことが望ましい。したがって、条件として

$$t_0 < t_1 \cong \left[\frac{2 L_0 m}{q_\infty S C_D} \right]^{1/2}$$

(L_0 : 観測窓の直径, m , S : 模型の質量および断面積)。

(2) 気流持続時間内での縦揺周期運動少なくとも 2, 3 回は必要である。したがって、条件として

$$12 \left[\frac{I_0}{q_\infty S l (-C_m \alpha)} \right]^{1/2} < t_0$$

(l , I_0 : 模型の全長および横軸慣性能率)。

(3) 運動解析の観点から、重心および姿勢角データの読取誤差を少なくするため模型にはある程度の大きさが必要である。本実験においても気流条件および模型に関してこれらの条件をある程度考慮した。

3. 模 型

前節で述べた条件から模型に関して言えば、ある程度の大きさならびに質量を持ち、かつ慣性能率の小さいものが必要である。したがって本実験では、模型をつぎのようにして作ることにした。すなわち、模型の大きさは 2 ~ 3 cm とし、発泡スチロールでまずその形状を定め、ついで適当な位置に鉛 (質量 1 ~ 2 g) を埋込み、これによって重心位置および質量を決めることにした。このようにして慣性能率の比較的小さい模型を作ることができた。(写真 2)。まず最初の段階として、形状の簡単な厚みのある三角翼 (三角錐) で実験すること

にし、表1に示すような重心位置および厚み比の異なる幾つかの模型を作製した。表1中に比較実験に用いた球模型の諸元も合せ示す。

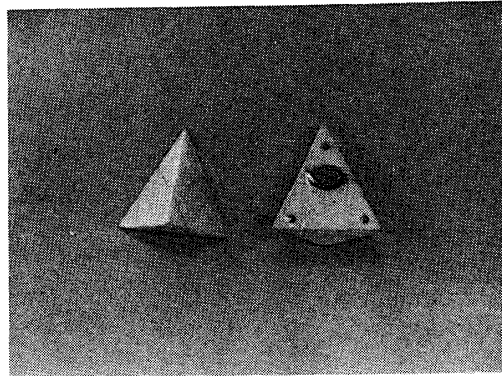
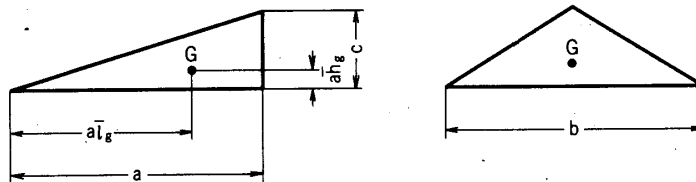


写真2

表1 模型の諸元

Case	Mod	a	b	c, d	m	I	S _b	S _w	S _b /m	S _w /m	\bar{l}_g	\bar{h}_g	aS _w /I
1	Sp			1.9	1.16		2.83		2.440				
2	Sp			1.7	1.45		2.27		1.565				
3	Del	2.90	2.80	1.30	1.89	0.293	1.82	4.06	0.963	2.148	0.522	0.066	40.184
4	Del	3.00	2.70	1.30	1.78	0.278	1.76	4.05	0.989	2.275	0.550	0.066	43.705
5	Del	2.60	3.65	1.00	1.86	0.285	1.83	4.75	0.981	2.554	0.423	0.077	43.333
6	Del	3.00	3.20	1.60	0.99	0.431	2.56	4.80	2.586	4.848	0.455	0.045	33.41
7	Del	3.10	3.00	1.45	0.98	0.277	2.18	4.65	2.219	4.745	0.599	0.039	52.040
8	Del	3.10	2.90	1.03	1.15	0.367	1.49	4.49	1.299	3.909	0.459	0.034	37.926
9	Del	2.45	2.45	0.85	1.33	0.186	1.04	3.00	0.782	2.255	0.524	0.041	39.516

S_p : 球模型, Del : 三角翼模型



4. 慣性能率測定用天秤

本実験においては慣性能率 I_0 を特に正確に決める必要がある。しかし表1に示すような $0.2 \sim 0.3 \text{ g cm}^2$ 程度の小さな慣性能率を測定することは通常かなり難しい。そこで筆者らは写真3に示すような慣性能率測定用の特殊な天秤を試作し、これを使って I_0 を測定し

た。この天秤は目覚し時計を利用したもので、原理的には“ひげぜんまい”のはずみ車の役目を模型に代役させたものである。時計の周期 $1/f$ (f :振動数)と模型の慣性能率 I_0 の間には図2に示すような関係がある(k, I_0 :定数)ので、周期 $1/f$ を測定して慣性能率 I_0 を求めることができる。

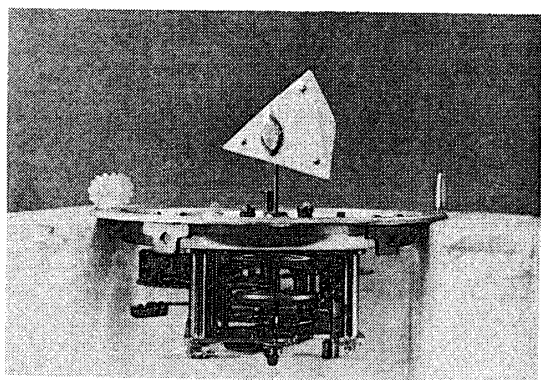


写真3

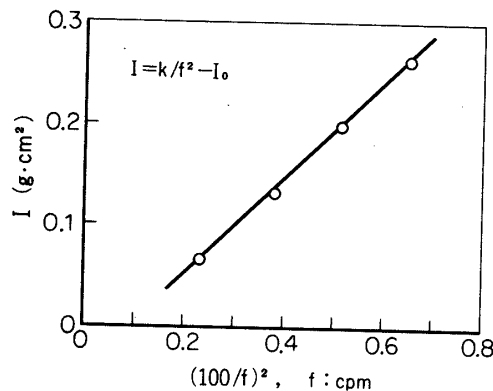


図2

5. 実験結果

高速カメラによる撮影結果の一例として三角翼模型(No.3)の風洞気流中での運動の様子を写真4に示す。撮影結果から求めた模型の重心位置(x_G, y_G), および姿勢角 δ の変化を図3, 4(a), (b), 5(a), (b), (c)に示す。図3は球模型(No.1)の気流方向の重心の変化, 図4(a)は三角翼模型(No.3~8)の重心の軌跡, (b)はその姿勢角の変化, 図5は球模型(No.2)と三角翼模型(No.9)を同時に自由落下させた場合の比較で(a)は重心の軌跡(b)は気流方向の重心の変化, (c)は三角翼模型の姿勢角の変化である。これらの図において, s. f. は観測データの整理上用いたある種の倍率で, これを x_G, y_G に掛けたものが実際の移動量である。Nは高速度カメラの撮影速度であり, 図中の各点は1カットごとに対応する。図4(b), 図5(c)において, 姿勢角 δ としては気流に対して三角翼の稜線のなす角を用いた。これはデータ読取時に模型の回転による誤差をできるだけ減少させるためである。これらの図から, 静安定係数 $Cm\alpha$, 抵抗係数 C_D を求めるための観測データとしてはある程度のものが得られるが, 縦揺減衰微係数 $Cm\dot{\alpha}$ を求める

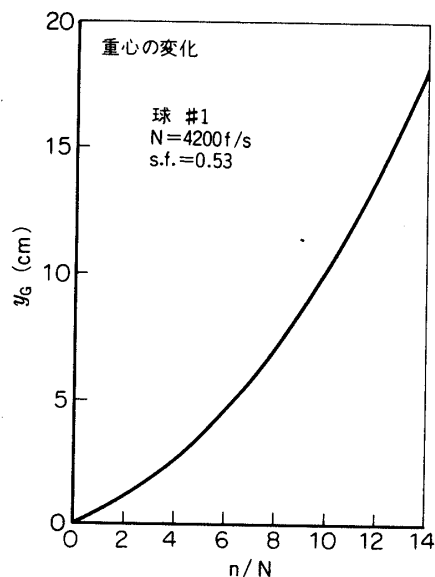


図3

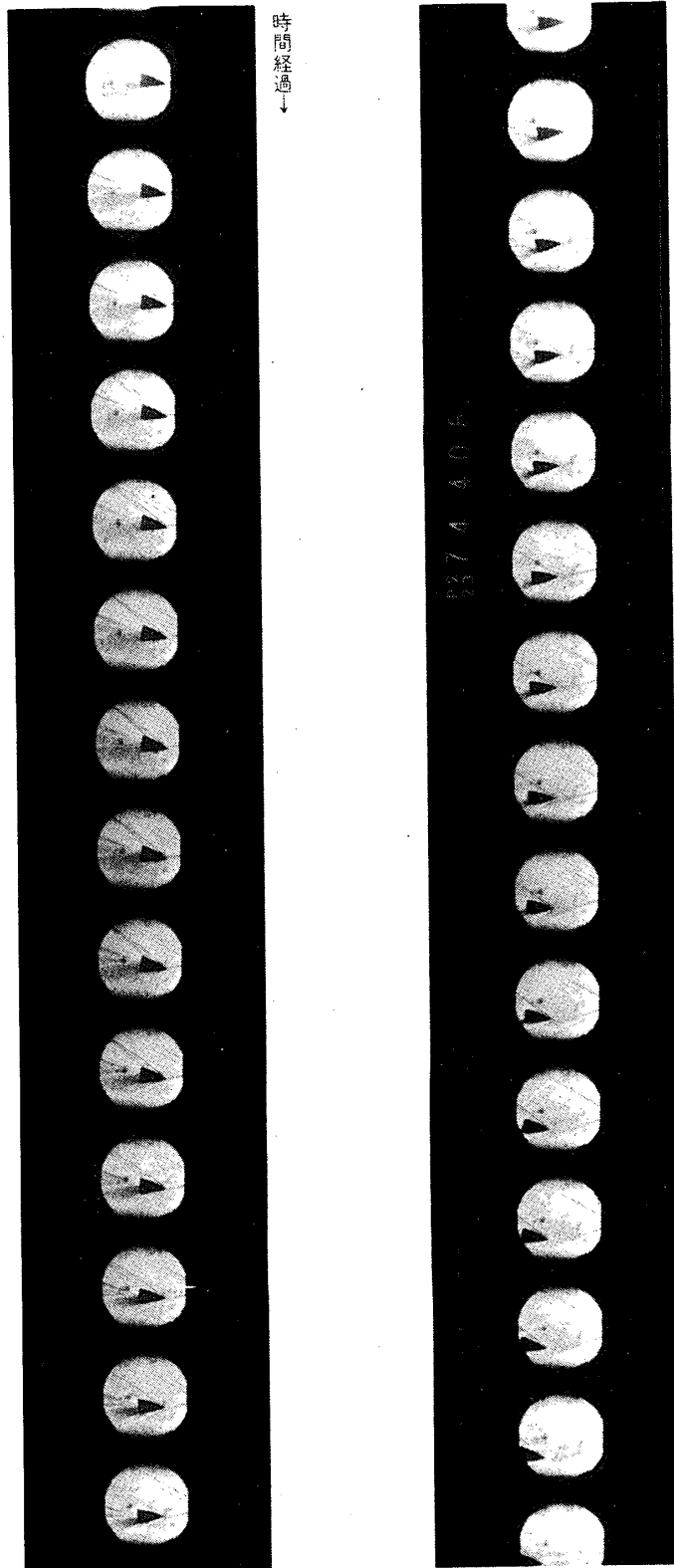


写真 4

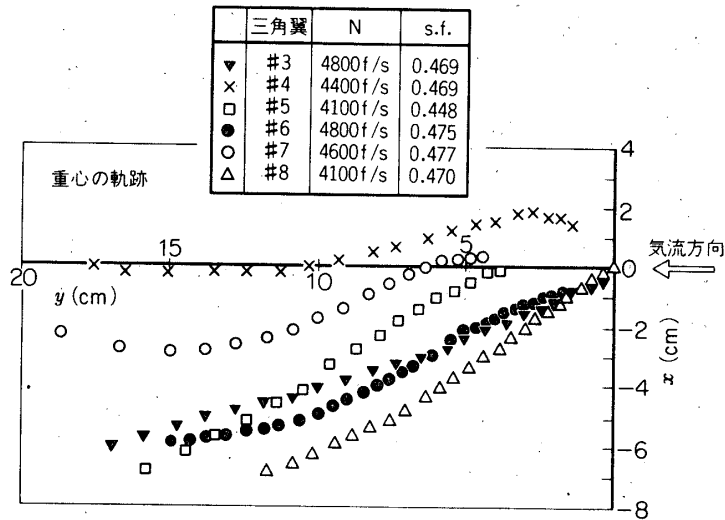


図 4 (a)

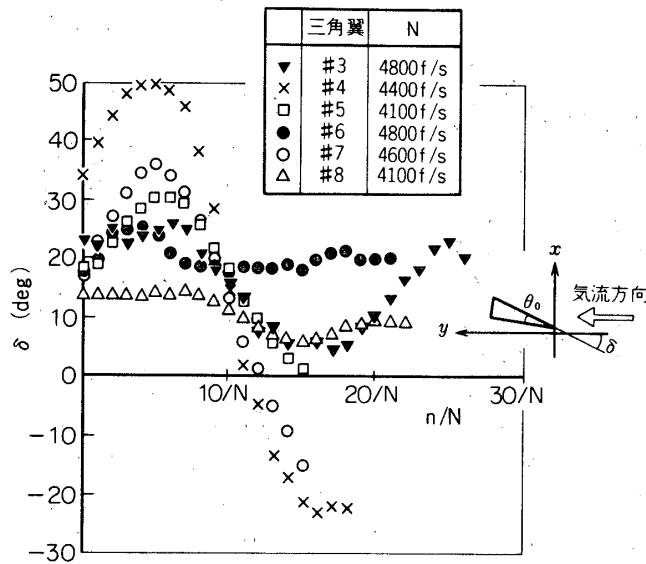


図 4 (b)

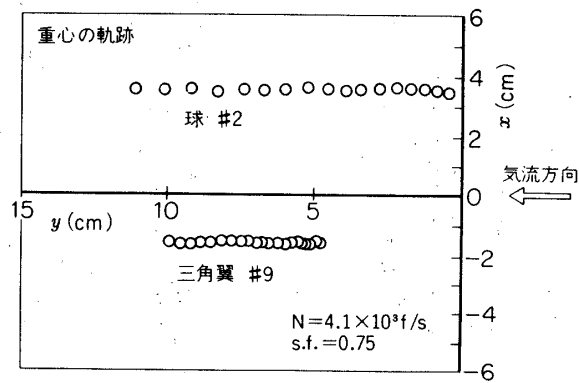


図 5 (a)

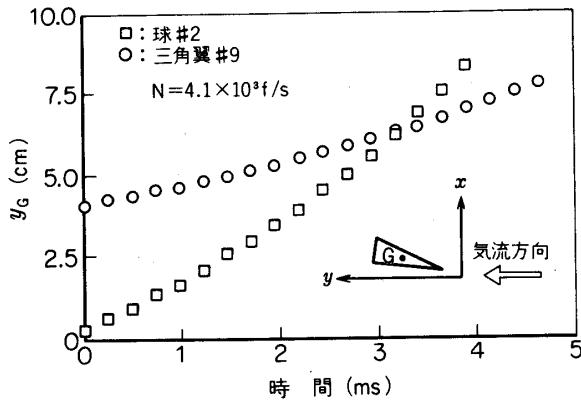


図 5(b)

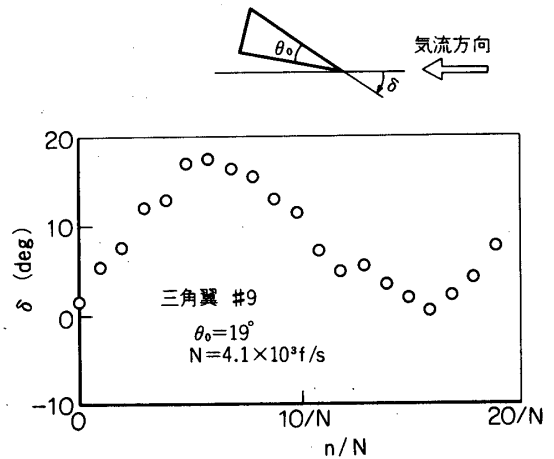


図 5(c)

には縦揺周期運動の回数が不十分であることが分る。

観測データの解析から空力係数を決定する方法に関しては既に多くの研究がなされている。筆者らも Alvin [4], Rasmussen [5]らと同じ方法で観測データを処理することにした。しかし、データ量が先にも述べたように不十分であり、まだ完全な結果が得られていない。そこで、ここでは第0次近似的な結果を表2に示すにとどめる。表中、Aは気流方向の重心加速度、 ω は姿勢角の振動角速度である。

表 2

Case	C_D	$-C_{m\alpha}$	$A \text{ cm/s}^2$	$\omega \text{ rad/s}$
1	0.95		1.3×10^6	
2	0.80		0.7	
3	0.30	0.072	0.1	1.59×10^3
4	0.93	0.065	0.5	1.26
5	0.74	0.066	0.4	1.27
6	0.24	0.251	0.3	2.19
7	1.04	0.082	0.2	1.55
8	0.22	0.122	0.1	1.61
9	0.30	0.094	0.1	1.29

以上、これまでの実験経過を報告した。今後は更に小さい慣性能率の模型を作り、縦揺減衰係数まで求めるに十分な観測データが得られるようにしたい。また、ここで報告した実験は2次元の運動に関するものであるが、前年度試作したショック・タンネルは観測窓も大きくかつ上下、左右に観測窓を持つので、これによって3次元的な運動も取扱ってみたい。

1974年11月26日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] B. Dayman: "Free Flight Testing in High-Speed Wind Tunnels" AGARDgraph 113, May 1966.
- [2] G.M. Levin: "The Development of the Free-Flight Technique for the Determination of Static and Dynamic Aerodynamic Coefficients using Longshot" NASA Goddard X-110-69-325.
- [3] B.E. Richards & P.L. Clemens: "Design of Freely Oscillating Cone-shaped Models and Instrumentation Limitation for Measuring Dynamic Stability Derivatives in Intermittent Facilities" ICIAF '71 RECORD P. 87 ~ 93.
- [4] A. Seiff & M.E. Wilkins: "Experimental Investigation of a Hypersonic Glider Configuration at a Mach Number of 6 and at Full-scale Reynolds numbers" NASA TND-341.
- [5] M.L. Rasmussen & D.B. Kirk: "On the Pitching and Yawing Motion of a Spinning Symmetric Missile Governed by an Arbitrary Nonlinear Restoring Moment" NASA TND-2135.