第11卷 第3期
1993年9月

空气动力学学报
ACTA AERODYNAMICA SINICA

Vol. 11, No. 3
Sep., 1993

旋转导弹风洞六自由度自由飞动导数实验研究

许可法 王凌志 李明娟 程淑华
高俊青 侯志英 彭 辉
中国科学院力学研究所，北京(邮政编码 100080)

摘要 风洞六自由度自由飞实验，是国内首次开展的一项新的风洞实验研究。实验设备为0.2米×0.2米的超声速风洞，来流马赫数为2和2.5。当超声速流场建立后，将以每分钟一万多转的高速旋转导弹模型，向实验段上游发射。模型在风洞观察窗区飞行时，用高速立体摄影拍摄模型飞行姿态随时间的变化。然后根据飞行姿态记录，通过数据辨识，求得俯仰力矩系数斜率，俯仰阻尼力矩系数和马格努斯力矩系数。实验精度优于国外弹道靶自由飞实验结果，尤其是动导数数据取得了满意的结果。

关键词 超声速流，旋转弹，风洞自由飞，动导数。

引 言

导弹等飞行器在绕纵轴旋转的情况下，飞行器会出现陀螺不稳定、马格努斯不稳定、耦合共振、自转闭锁、灾难性偏航以及大摆动运动等现象。这些问题不解决，就会造成导弹的精度不高，甚至结构毁坏而导致飞行失败。由于旋转弹的稳定性与马赫数、旋转速度、飞行姿态及物体形状等众多因素有关，因此进行准确的理论分析和数值计算困难很大，目前主要靠实验研究提供有关数据[1,2]。

大气自由飞实验求动态气动系数已有较长的历史，其主要优点是飞行器处在实际飞行环境中，模拟效果较好。但在大气飞行实验过程中，马赫数、雷诺数和攻角等都是同时变化的，因此很难分开各个参数的影响。而在风洞中，上述参数能分别地进行控制。风洞动态实验有多种方法，如强迫振动、自由振动和风洞自由飞等方法。风洞自由飞技术的主要优点是没有任何支撑干扰，能比较真实地模拟飞行状态。通过高速摄影可立即判断导弹是否动态稳定，综合效果比较直观。它比弹道靶技术能获得更多的摆动周期数，其发射模型的加速度也小。

旋转弹风洞自由飞实验，国内还没有开展过研究，国外也只有少量的数据报道。本研究工作是国内首次尝试，这对于获得飞行器静、动态气动力系数有实用价值，尤其是动态气动力系数的获取。

本文于1992年2月22日收到，6月24日收到修改稿。

一、实验概况

1. 实验方法

自由飞模型为带有两片舵和四片尾翼的导弹模型。实验时把模型安装在风洞观察窗下游的发射机构上，当风洞稳定流场建立，且模型达到所要求的转速时，启动发射机构，把旋转模型向上游发射。与此同时，高速鼓轮相机对模型在观察窗区的飞行姿态进行拍摄记录。根据模型飞行姿态记录，通过对导弹角运动的分析，计算出俯仰力矩系数斜率 C_{m_α}、俯仰阻尼力矩系数 $C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$ 以及马格努斯力矩系数 $C_{m_{p\alpha}}$。模型发射的详细原理见文献[3]。

根据周期运动的相似准则，模型实验必须满足 Strouhal 数相等，据此确定模型发射时的转速约为 16000 转/分。

2. 仪器设备

实验在 F2 超声速风洞中进行，实验段截面为 0.2 米×0.2 米，实验马赫数为 2 和 2.5，雷诺数为(20～30)×10^6/米。装在发射机构上的模型，在空气叶轮带动下旋转，其转速由转速数字显示仪确定。发射装置示于图 1。

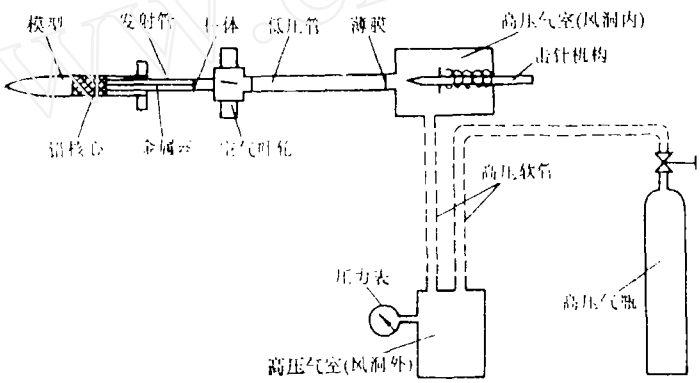

图 1 发射装置示意图
Fig. 1 Sketch map of launching system

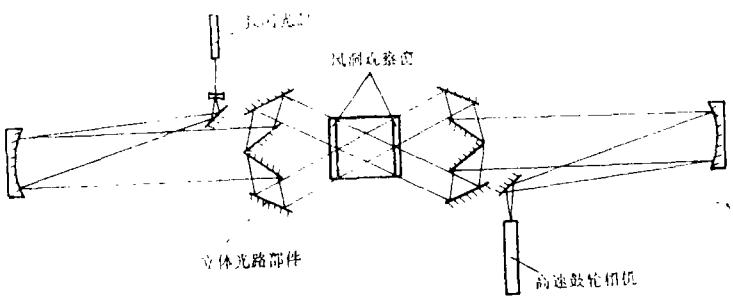

图 2 光路系统示意图
Fig. 2 Sketch map of optical system

高速摄影系统由高频脉冲激光光源、立体光路部件、高速鼓轮相机和同步控制仪等

组成，其光路系统示于图 2。高速摄影胶片中的模型姿态用坐标读数仪进行判读。

二、数据获取和处理

对于只有两侧有观察窗的风洞实验段，要同时获得导弹模型攻角 α 和侧滑角 β 的数据，必须要在两个角度方向对自由飞模型进行高速立体摄影，用坐标读数仪对高速摄影拍摄的模型飞行姿态角进行判读，然后通过投影关系求出 α 和 β。

当攻角变化幅值不太大时，可以假设稳定导数是小量，其二次项与一次项相比可以忽略。在上述假设下，导弹运动微分方程的解为[1]

$$\vec{\alpha}=\vec{K}_1e^{\varphi_1 t}+\vec{K}_2e^{\varphi_2 t}+\vec{K}_3e^{ipt}+\vec{K}_4 \tag{1}$$

$$\begin{aligned}\varphi_{1,2}&=\lambda_{1,2}+i\omega_{1,2}\\&=\left[\frac{Z_\alpha}{2mu}(1\mp\tau)+\frac{(M_q+M_{\dot\alpha})}{2I}(1\pm\tau)\pm\frac{M_{p\beta}}{I_x}\tau\right]\\&\quad+i[(PI_x/2I)(1\pm1/\tau)]\end{aligned} \tag{2}$$

$$\tau=\frac{1}{\sqrt{1-1/S}} \tag{3}$$

$$S=\frac{P^2I_x^2}{4M_\alpha I}=\frac{P^2I_x^2}{4IAdQC_{m_\alpha}} \tag{4}$$

其中 $\lambda_{1,2}$ 分别为章动和进动阻尼率，$\omega_{1,2}$ 分别为章动和进动频率，Z_α 为法向力斜率，$M_q+M_{\dot\alpha}$ 为俯仰阻尼力矩导数，$M_{p\beta}$ 为马格努斯力矩导数，I 为俯仰惯性矩，I_x 为滚转惯性矩，$\vec{K}_{1,2,3,4}$ 分别为章动向量、进动向量、平衡角向量和下沉偏航向量，Q 为动压，A 为参考面积，P 为绕导弹轴的角速度分量。

通过上述方程可推导出系数形式的气动导数为

$$C_{m_\alpha}=\omega_1\omega_2\frac{4I}{\pi Qd^3} \tag{5}$$

$$C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}=(\lambda_1+\lambda_2)\frac{8Iu}{\pi Qd^4}-C_{z_\alpha}\frac{2I}{md^2} \tag{6}$$

$$C_{m_{p\beta}}=-\left(\frac{\lambda_1\omega_2+\lambda_2\omega_1}{\omega_1+\omega_2}\right)\frac{8I_xu}{\pi Qd^4}+C_{z_\alpha}\frac{2I_x}{md^2} \tag{7}$$

其中 u 为来流速度，C_{z_α} 为法向力系数斜率，m 为导弹模型质量，d 为模型最大直径。

数据处理采用导弹角运动分析的三周期法，方程(1)可用欧拉角来表示

$$\vec{\theta}=\vec{K}_1e^{(\lambda_1+i\omega_1)t}+\vec{K}_2e^{(\lambda_2+i\omega_2)t}+\vec{K}_3e^{ipt}+\vec{K}_4 \tag{8}$$

方程(8)可改写成一对三角函数方程

$$\begin{aligned}\theta&=K_1e^{\lambda_1t}\cos(\omega_1t+\delta_1)+K_2e^{\lambda_2t}\cos(\omega_2t+\delta_2)\\&\quad+K_3e^{\lambda_3t}\cos(\omega_3t+\delta_3)+K_{4\theta}\end{aligned} \tag{9a}$$

$$\begin{aligned}\psi&=K_1e^{\lambda_1t}\sin(\omega_1t+\delta_1)+K_2e^{\lambda_2t}\sin(\omega_2t+\delta_2)\\&\quad+K_3e^{\lambda_3t}\sin(\omega_3t+\delta_3)+K_{4\psi}\end{aligned} \tag{9b}$$

其中 $\delta_{1,2,3}$ 为模型的相位角。

由于导弹的非对称性较小，方程(9)可简化为

$$\theta = K_1 e^{\lambda_1 t}\cos(\omega_1 t+\delta_1)+K_2 e^{\lambda_2 t}\cos(\omega_2 t+\delta_2)+K_{4\theta} \tag{10a}$$

$$\psi = K_1 e^{\lambda_1 t}\sin(\omega_1 t+\delta_1)+K_2 e^{\lambda_2 t}\sin(\omega_2 t+\delta_2)+K_{4\psi} \tag{10b}$$

在俯仰平面运动的情况下，方程(10)简化为

$$\theta = K e^{\lambda t}\cos(\omega t+\delta)+K \tag{11}$$

相应的气动系数为

$$C_{m_\alpha} = -\omega^2 \frac{4I}{\pi Q d^3} \tag{12}$$

$$C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}} = \lambda \frac{16Iu}{\pi Q d^4} - C_{z_\alpha}\frac{2l}{md^2} \tag{13}$$

用微分修正法把实验数据与上述方程进行分段拟合，求出λ_1、λ_2、ω_1和ω_2，代入(5)～(7)式可求得C_{m_α}、$C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$以及$C_{m_{p\beta}}$。公式中的$C_{z_\alpha}$可用风洞常规测力实验或用理论估算求得。一般而言，数据点的周期数越多，处理出的动导数精度越高。当实验中模型的摆动周期数足够多时，还可对所获得的数据进行二次拟合，从而得出动导数随攻角的变化规律。微分修正法原理见文献[4]。

根据 Nicolaides 的动稳定条件[1]，对旋转静稳定导弹，其动稳定应满足的条件是阻尼率

$$\lambda_{1,2} = \frac{QA}{2mu}\left[C_{z_\alpha}(1\mp\tau)+\frac{md^2}{2I}(C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}})(1\pm\tau)\pm\frac{md^2}{I_x}C_{m_{p\beta}}\tau\right]<0 \tag{14}$$

三、实验结果与分析

实验模型为某导弹模型，长细比为10.8，弹体为尖拱形柱体，带有两片舵和四片尾翼。其攻角随时间变化的典型结果示于图3～6。实验结果分述如下，有关数据示于表1。

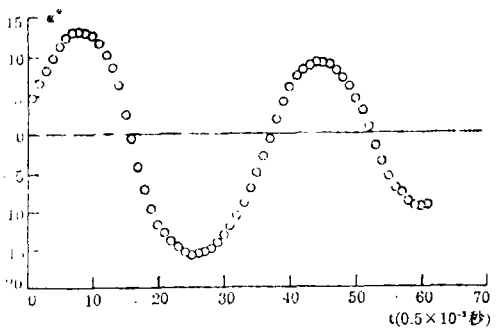

图 3 M1模型飞行攻角随时间的变化
Fig. 3 The changes of angles of attack vs. time for model M1

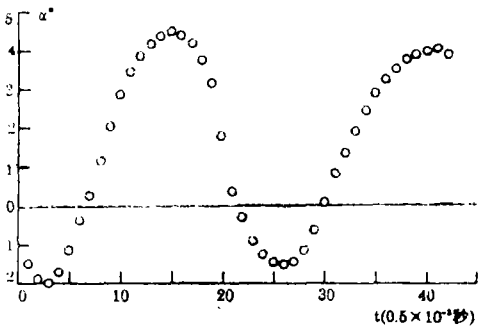

图 4 M2模型飞行攻角随时间的变化
Fig. 4 The changes of angles of attack vs. time for model M2

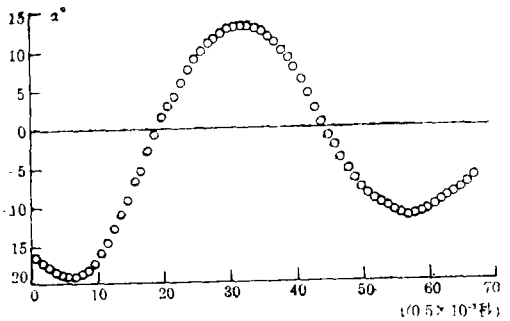

图 5　M3模型飞行攻角随时间的变化

Fig. 5　The changes of angles of attack vs. time for model M3

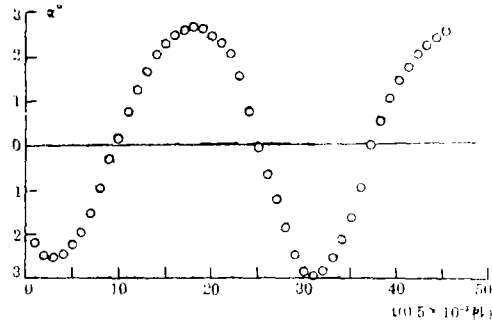

图 6　M4模型飞行攻角随时间的变化

Fig. 6　The changes of angles of attack vs. time for model M4

表 1 六自由度自由飞实验结果

Table 1　Experimental results of six-freedom-degree free-flight

模型号	马赫数	模型状态	C_{m_α} [rad⁻¹]	$C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$ [rad⁻¹]	$C_{m_{\dot\beta}}$ [rad⁻¹]
M1	2	无　舵	-14.26	-250.95	5.82
M2	2.5	旋　转	-19.08	-164.96	31.48
M3	2	有　舵	-10.53	91.83	2.92
M4	2.5	旋　转	-20.84	439.76	25.23
M5	2	无舵，不旋	-7.73	-231.71	

1. 来流马赫数 M＝2

（1）无舵旋转弹的C_{m_α}高于（指绝对值，以后相同）不旋转时的值。模型以 14000～16000 转/分旋转时，实验结果表明，旋转速率的变化对C_{m_α}的影响不明显。

（2）无舵旋转弹的 $C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$ 略高于不旋转弹的值，即弹体旋转对俯仰阻尼导数略有影响，旋转使数值略有增大。

（3）无舵旋转弹的 $C_{m_{\dot\beta}}$ 值均为正值。由于本实验所得该系数的值较小，因而相对误差稍大一些。

（4）有舵旋转弹 $C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$ 的值在分段拟合过程中有正有负，但其平均值仍为正，其正值远小于 $M=2.5$ 时的值。由(14)式的计算结果表明，有舵旋转弹在 $M=2$ 时不满足动稳定条件。

（5）无舵旋转弹三次实验的相对误差 C_{m_α} 为 9.99%，$C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$ 为 8.38%，$C_{m_{\dot\beta}}$ 为 36.47%，这一误差对动导数的测量而言是比较满意的。

在文献[5]的弹道靶自由飞实验中，虽然做了大量的工作，但能得到有规律结果的只有C_{m_a}，对$C_{m_q}+C_{m_{\dot{\alpha}}}$，由于数据分散度很大，结果较差，有的甚至算不出结果。比较而言，本实验所得到$C_{m_q}+C_{m_{\dot{\alpha}}}$和$C_{m_{p\beta}}$的结果，其相对误差是小的。

2．来流马赫数 M=2.5

(1) 无舵旋转弹的$C_{m_q}+C_{m_{\dot{\alpha}}}$为负值，而有舵的为正值。根据(14)式动稳定条件可知，前者满足动稳定条件，后者不满足动稳定条件。

(2) 无舵旋转弹的$C_{m_q}+C_{m_{\dot{\alpha}}}$值小于$M=2$时的值，而$C_{m_a}$和$C_{m_{p\beta}}$则正相反。对$C_{m_q}+C_{m_{\dot{\alpha}}}$，$M=2.5$时的值小于$M=2$时的值，这是符合一般规律的。而$C_{m_\beta}$随$M$数增大而增大，这在文献[5]中也有明确的结论。

参 考 文 献

1 Nicolaides J D. A History of Ordnance Flight Dynamics. AIAA 70-533, 1970.

2 苗瑞生，吴甲生．旋转空气动力学．力学进展，1987，17(4)：472～488

3 许可法，罗 军，何龙德．中国力学学会第二届全国流体力学会议论文集，北京：科学出版社，1983，40～46

4 Eikenbery R S. Analysis of the Angular Motion of Missiles. SC-CR-70-6051, 1970, 1～173

5 Dupuis A D. High Spin Effect on a 27 1/d Finned Projectile from Free-Flight Tests. AIAA 87-2430, 1987.

Experimental Investigation of a Spinning Missile Model for Dynamic Stability Coefficients in the Six-Freedom-Degree Free-Flight in Wind Tunnel

Xu Kefa　Wang Lingzhi　Li Mingjuan
Cheng Shuhua　Gao Junqing　Hou Zhiying　Peng Hui
(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

Abstract This paper reports experiment results of six-freedom-degree free-flight. The experiments are performed in a 0.2m by 0.2m supersonic wind tunnel with free-stream Mach numbers of 2 and 2.5 respectively. When the supersonic flow field is built up, the highly spinning model is launched to the upstream, and the altitute angles of the flying model are recorded by a high speed picture system. Through the processing of the altitute angle data, the static pitching moment stability coefficient, the damping moment stability coefficent and the Magnus moment stability coefficient can be obtained. The accuracy of the present results is better, especially for the dynamic derivatives, than those of the aeroballistic range.

Key words supersonic flow, spinning missile, wind tunnel free flight, dynamic derivative.