

大攻角风洞自由飞动导数实验研究

许可法 何龙德 李明娟 程淑华

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES AT HIGH ANGLES OF ATTACK IN WIND TUNNEL FREE-FLIGHT

Xu Ke-fa, He Long-de, Li Ming-juan, Cheng Shu-hua
(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080)

摘要 实验是在 $0.2 \times 0.2\text{m}^2$ 超音速风洞中进行的, 其来流 Mach 数为 2.0。模型为带翼导弹模型。实验时用气体发射装置将模型向实验段上游发射; 并以另一气流横吹模型使其呈大攻角状态飞行。最大攻角可达 100° 。采用高速鼓轮相机记录模型飞行姿态随时间的变化。用改进的数值积分法进行数据处理, 求得俯仰阻尼导数随攻角的变化。

关键词 风洞自由飞、大攻角、动导数、数据处理

Abstract This paper describes a wind tunnel free-flight technique for measuring pitch-damping derivatives of a missile model at high angles of attack. The tests were performed in a 20cm by 20cm supersonic wind tunnel with free-stream Mach number of 2.0. Test model is a basic finned configuration. The model was released by a pneumatic launcher. The maximum angle of attack of 100 degrees can be achieved in free-flight testing. Model trajectories were recorded by a high-speed drum camera. Pitch-damping moment derivatives versus angles of attack were obtained by numerical integral method.

Key words wind tunnel free-flight, high angles of attack, stability derivatives, data processing

风洞自由飞实验的特点是无支撑干扰, 能较真实地模拟飞行情况。通过风洞自由飞实验可知飞行器是否动态稳定。但这种实验技术较复杂, 数据处理难度较大。在小攻角导弹模型实验的基础上, 开展了大攻角动导数实验研究, 获得常规风洞实验难以得到的动导数实验数据。

1 实验方法、模型和仪器设备

实验前模型安装在风洞观察窗下游发射机构上。发射装置采用双路气体发射机构(图1)。风洞稳定流场建立后, 启动击针机构破膜, 高压气体将模型推向上游。与此同时, 另一股高压气流横吹模型, 控制模型在观察窗处作大攻角飞行。模型采用长细比为 10 的带翼导弹(图 1)。模型离发射管时, 一触发信号输入同步控制仪, 按预定的时间延时后启动频闪光源进行高速摄影。高速鼓轮相机拍摄频率为 3kHz。胶片中模型姿态用坐标读数仪判读。实验风洞为暂冲式超音速风洞, 实验段截面为 $0.2 \times 0.2\text{m}^2$, 实验 Mach 数为 2.0。

2 数据处理方法

1992年3月31日收到, 1992年8月26日收到修改稿

用数值积分法^[1]处理自由飞模型飞行攻角随时间变化的实验数据, 从而获得非线性俯仰阻尼导数。

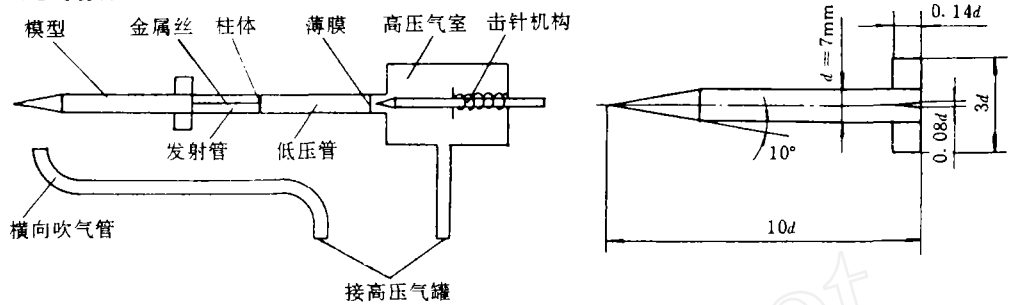


图 1 模型及发射装置示意图

自由飞模型的俯仰运动可描述为

$$\ddot{\alpha} + (C_1 + C_2 \alpha^2) \dot{\alpha} + (C_3 + C_4 \alpha^2) \alpha = C_5, \quad \alpha(0) = C_6, \quad \dot{\alpha}(0) = C_7 \quad (1)$$

非齐次项 C_5 用以计入俯仰力矩的非对称效应。用方程(1)拟合一组实验数据, 并借助于参数微分法^[1]作迭代运算, 确定满足收敛条件时的 C_1, \dots, C_7 。进而求出模型稳定性导数。以瞬时攻角 α 表示的模型阻尼导数为

$$(\partial C_m / \partial q) + (\partial C_m / \partial \dot{\alpha}) = -(C_1 + C_2 \alpha^2)(2V_\infty I / Q S d^2) \quad (2)$$

当导弹处于大攻角自由飞状态时, 其飞行姿态一般是从大振幅逐渐衰减到小振幅的过程, 所以用振幅 α_0 表示俯仰阻尼导数更为合理。这时有^[2]

$$(\partial C_m / \partial q) + (\partial C_m / \partial \dot{\alpha}_0) = -(C_1 + C_2 \alpha_0^2 / 4)(2V_\infty I / Q S d^2) \quad (3)$$

式中 Q 、 S 、 d 、 V_∞ 和 I 分别表示来流动压、参考面积($\pi d^2 / 4$)、模型直径、来流速度和模型转动惯量。

3 结果分析

模型的质量特性和实验参数列于表 1, 其实验结果由表 2 给出。

表 1 模型质量特性和实验参数

模型号	最大直径 $d \times 10^3$ / m	质量 $M \times 10^3$ / kg	重心 (从头部量起) %	转动惯量 $I \times 10^6$ / $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	来流动压 $Q \times 10^{-4}$ / Pa	减缩频率 $\omega d / 2V_\infty$
B1	7	11.09	51.4	1.184	7.085	0.0042
B2	7	11.16	52.5	1.120	7.260	0.0030

表 2 实验结果

模型号	Ma_∞	最大攻角	模型摆动周期数	$(\partial C_m / \partial q) + (\partial C_m / \partial \dot{\alpha}_0)$
B1	2.0	57°	3.11	$-(327+1772\alpha_0^2)$
B2	2.0	100°	1.28	$-(901+32\alpha_0^2)$

虽然选用的模型是通用的, 但目前尚无可供比较大攻角实验数据, 不能作准度分析。由于每个模型只能使用一次, 因此两个模型大、小攻角只能各作一次实验, 精度分析也有困难。

B1 和 B2 模型攻角随时间变化的实验值和拟合曲线示于图 2。从表 2 可看出阻尼导数的非线性表达式与 α_0^2 有关。由于模型摆动次数有限，实验数据集中在大振幅区域，因而小振幅时动导数误差变大。为合理获得实验数据，把整个大攻角范围的动导数取值分为两段。选 $\alpha = 50^\circ$ 为分界点， $\alpha < 40^\circ$ 时选用最大攻角较小的实验结果， $\alpha > 60^\circ$ 时选用最大攻角较大的实验结果， $\alpha = 50^\circ$ 时取其平均值； $\alpha = 40^\circ$ 、 50° 、和 60° 三点的动导数确定后， $\alpha = 40^\circ \sim 60^\circ$ 范围内动导数由二次函数插值求得(图 3)。

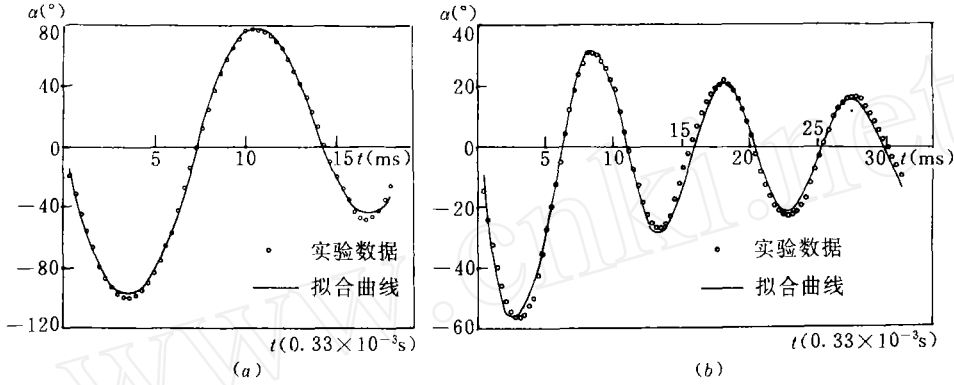


图 2 模型攻角随时间的变化 (a)B1 模型 (b)B2 模型

从图 3 可看出，在整个大攻角范围内俯仰阻尼导数随 α_0 的变化比较符合一般大攻角实验的规律。即振幅小时呈现较强的非线性效应，振幅大时变化缓慢。

模型在风洞中大攻角的飞行姿态如图 4 所示。从拍摄的照片分析，该模型是动态稳定的，且模型没有明显的滚动。

该实验技术对被动段的动稳定性研究有重要意义。因导弹刚过弹道最高点时飞行姿态是大攻角的，这时导弹的动稳定性对命中精度起着关键性的作用。大攻角风洞自由飞实验技术用于某导弹的动稳定性研究获得了满意的结果。

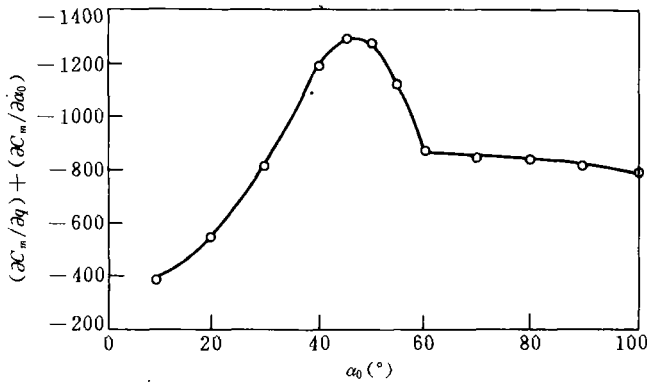


图 3 阻尼导数随 α_0 的变化曲线

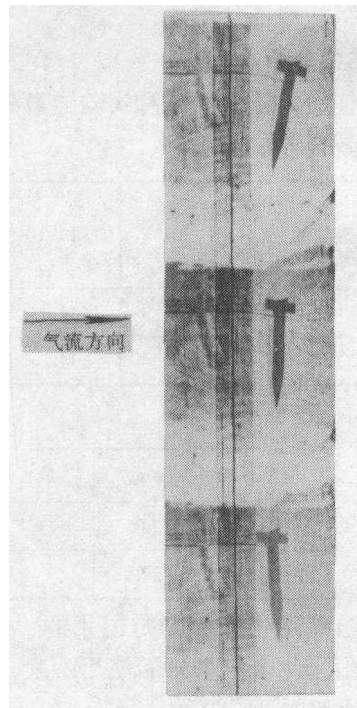


图 4 模型大攻角飞行姿态

感谢高俊青、侯志英和彭辉等同志参加本实验研究。

参 考 文 献

- 1 Chapman G T, Kirk D B. A Method for Extracting Aerodynamic Coefficients for Free-Flight Data. AIAA J, 1970, 8(4):753~758
- 2 Redd B, Olsen D M, Barton R L. Relationship between the Aerodynamic Damping Derivatives Measured as a Function of Instantaneous Angular Displacement and the Aerodynamic Damping Derivatives Measured as a Function of Oscillation Amplitude. NASA TN D-2855, 1965.

www.cnki.net