

# 风洞自由飞模型俯仰阻尼导数的提取方法

何 龙 德

(中国科学院力学研究所)

**摘要** 本文介绍了提取风洞自由飞模型俯仰阻尼导数的一种方法。使用非线性微分方程对模型姿态角进行参数辨识而得到以瞬时角位移表示的俯仰阻尼导数。假定在每个振动周期内模型阻尼变化小,且阻尼导数对称。使用Kryloff-Bogoliuboff方法对瞬时阻尼进行平均化处理便给出以角振幅表示的模型俯仰阻尼导数。这种角振幅表示法使模型非线性阻尼导数具有良好的重复性。因此,风洞自由飞模型非线性俯仰阻尼导数表示为角振幅的函数更为合理。而且在实验数据的角振幅变化范围内提供较为可靠的结果。

**关键词** 风洞自由飞; 大攻角; 俯仰阻尼导数; 非线性; 数据处理

## 1 引 言

60年代初发展起来的风洞自由飞实验技术,是获取模型动态稳定性参数的一种新的实验技术<sup>[1]</sup>。它的特点是没有任何支架干扰,比较真实地模拟飞行器的实际飞行状态。1975年以来,中科院力学所分别在激波风洞和超声速风洞中进行了自由飞实验技术研究<sup>[2,3]</sup>,并为导弹型号研制提供了有价值的实验结果。

过去,风洞自由飞实验的数据处理大都是采用线性方程,所得到的模型稳定性导数与攻角无关,这对大攻角情况不合理。用非线性方程对模型姿态角进行参数辨识而得到的俯仰阻尼导数则表示为瞬时角位移的函数<sup>[4~6]</sup>。然而,风洞自由飞实验结果表明,以瞬时角位移表示的模型阻尼导数随攻角的变化很陡,且重复性较差,这对实验结果的合理确定是不利的。风洞自由飞实验作为动态实验其重复性没有静态实验要求高,但仍然是衡量实验结果可靠性的一个重要依据。因此,无论在流场品质、模型加工,测试手段和模型发射技术上还是在数据处理方法上加以改进,对提高实验结果的可靠性无疑是有积极意义的。要从风洞自由飞实验获得模型重复性良好的非线性俯仰阻尼导数,建立合适的数学模型以及最后数据的整理方式是不可忽视的重要环节。本文从数据处理和整理角度探讨了这一问题。

本文于1991年12月12日收到,1992年6月20日收到修改稿。

## 2 数据处理方法

为简单计, 考虑纵平面的模型自由飞情形。有一自由飞模型在风洞实验段的均匀气流中作俯仰运动。假定模型的俯仰角与攻角很接近 $\theta \approx \alpha$ , 因而有俯仰角速度、角加速度分别为 $q \approx \dot{\alpha}$ ,  $\dot{q} \approx \ddot{\alpha}$ 。于是, 自由飞模型的俯仰运动可描述为<sup>[4]</sup>

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + (C_1 + C_2\alpha^2 + C_3\alpha^4)\dot{\alpha} + (C_4 + C_5\alpha^2 + C_6\alpha^4)\alpha &= 0 \\ \alpha(0) = C_7, \quad \dot{\alpha}(0) = C_8 \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $\dot{\alpha}$ 、 $\ddot{\alpha}$ 分别表示瞬时攻角 $\alpha$ 对时间 $t$ 的一阶、二阶导数。用方程(1)去拟合一组实验数据, 并借助于参数微分法<sup>[6]</sup>作迭代运算而确定出满足收敛条件时的 $C_j, j=1, 2, \dots, 8$ 。进而求出模型稳定性导数。以瞬时攻角表示的模型阻尼导数为

$$C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}} = -(C_1 + C_2\alpha^2 + C_3\alpha^4) \frac{2VI}{QSD^2} \quad (2)$$

其定义为

$$\begin{aligned} C_m &= \text{俯仰力矩}/QSD \\ C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}} &= \partial C_m / \partial (qD/2V) + \partial C_m / \partial (\dot{\alpha} D/2V) \end{aligned}$$

式中 $Q$ 、 $S$ 和 $D$ 分别为来流动压、参考面积( $\pi D^2/4$ )和弹身直径。 $V$ 为来流速度,  $I$ 为模型转动惯量, 其转轴通过重心且垂直于模型轴线。遗憾的是, 由式(2)描述的模型非线性阻尼导数往往过分依赖于具体实验状态, 同一种模型在相同来流条件下, 由不同飞行状态获得的阻尼导数在它们共同的攻角变化区域差别较大。使得从分散度较大的一系列非线性阻尼特性实验曲线中选取某种状态难免有一定的任意性。其次, 由于实验测量误差, 阻尼的非线性很难准确辨识, 因而阻尼导数的最终形式不宜采用式(2)瞬时角位移表示式。为了在已有实验数据基础上尽可能获得重复性较好的非线性阻尼特性, 对瞬时阻尼作某种程度的平均化处理是必要的。假定在每个振动周期内, 振幅和圆频率变化不大, 于是模型平均阻尼导数可表示为<sup>[7]</sup>

$$\bar{C}_{m\dot{\alpha}} + \bar{C}_{m\ddot{\alpha}} = \frac{\int_0^T (C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}) \dot{\alpha}^2 dt}{\int_0^T \dot{\alpha}^2 dt} \quad (3)$$

将 $\alpha = \alpha_0 \cos \omega t$ ,  $T = 2\pi/\omega$ 代入上式, 积分可得

$$\bar{C}_{m\dot{\alpha}} + \bar{C}_{m\ddot{\alpha}} = -(C_1 + \frac{1}{4}C_2\alpha_0^2 + \frac{1}{8}C_3\alpha_0^4) \frac{2VI}{QSD^2} \quad (4)$$

(4)式表明, 经过上述平均化处理而求得的模型俯仰阻尼导数则是振幅的函数。

## 3 分析与结论

如前所述, 自由飞模型的阻尼导数可以表示为瞬时角位移的函数, 也可以表示为角

振幅的函数。Redd 等在文献[7]中详细讨论了这两种表示法之间的相互关系。当然，拟合方程为线性方程时，这两种表示法是等价的。

对于模型的自由飞运动，振幅是最基本的状态量之一，而振幅的衰减则取决于阻尼的大小。当模型的振动周期较多时，近似认为在每个振动周期内阻尼量变化不大，可看作是常数。这样，自由飞模型阻尼导数的变化主要依赖于振幅的变化，而不是瞬时角位移。因此用非线性方程(1)对实验数据进行拟合而求得的阻尼导数经过平均化处理，最终表示为如(4)式所示的角振幅的函数是更为合理而可取的。这种表示法体现了阻尼与振幅之间的内在联系。

其次是模型自由飞运动与强迫振动的相关性问题。首先看到这两种运动形式是不同的。前者是在小平衡攻角下大振幅运动，而后者则是在某一平衡攻角下小振幅运动。由不同运动形式得到的阻尼量进行对比是较为困难而勉强的。因为阻尼的变化同模型的运动形式密切相关。由于强迫振动实验提供的是在某一平衡攻角附近模型阻尼导数的平均值，因此要进行对比，自由飞实验似应取为以角振幅表示的平均阻尼导数更为适宜。

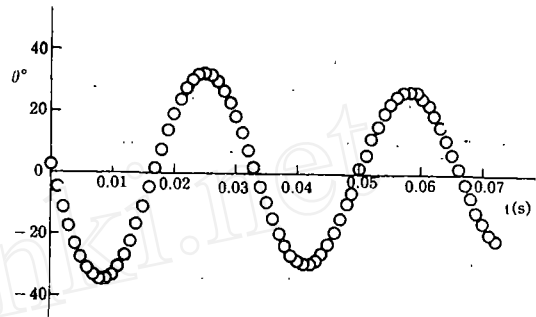


图 1 俯仰角随时间的变化<sup>[4]</sup>

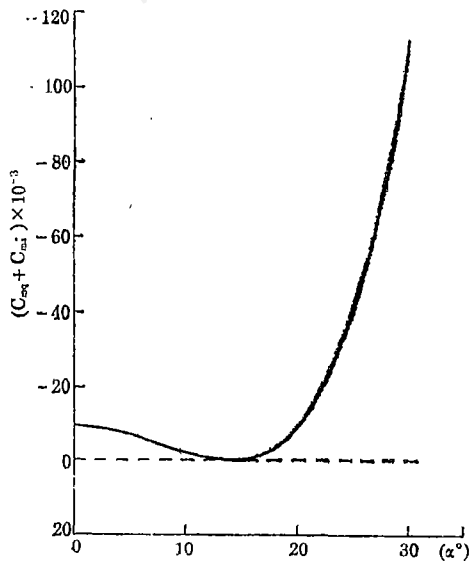


图 2 模型俯仰阻尼导数随攻角的变化<sup>[4]</sup>  
M = 4.1 长细比 L/D = 40

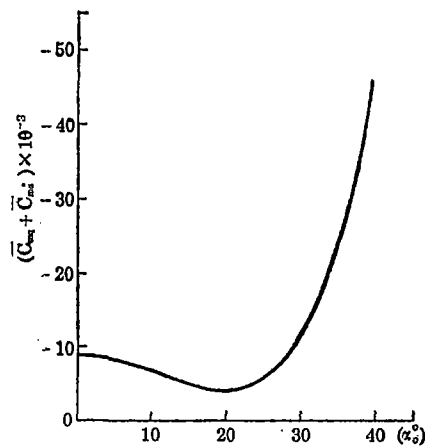


图 3 模型平均俯仰阻尼导数随振幅的变化  
M = 4.1 长细比 L/D = 40

图 1 是文献[4]的大长细比导弹模型的俯仰角观测数据。图 2 是以瞬时攻角表示的该模型俯仰阻尼导数的风洞自由飞实验结果。从图 2 可以看出，阻尼导数  $C_{mq} + C_{ma}$  在  $\alpha = 15^\circ$  附近趋于零， $\alpha > 20^\circ$  时变化很陡(图上只画到  $\alpha = 30^\circ$ )；当  $\alpha$  接近于最大观测角  $35^\circ$  时

其阻尼导数值可达 $-243.49 \times 10^3$ , 为 $\alpha=30^\circ$ 时的2.16倍。图3是本文用角振幅表示时该模型平均俯仰阻尼导数变化曲线。在整个角振幅 $\alpha_0$ 变化区域其平均阻尼导数 $\bar{C}_{m\dot{\alpha}} + \bar{C}_{m\ddot{\alpha}} < 0$ , 因而是动态稳定的。这种角振幅表示法, 一般在振幅变化范围内结果的可信度大, 当外推到小振幅或更大振幅情况其可信度小。因此, 本文认为图3的结果在 $25^\circ \leq \alpha_0 \leq 35^\circ$ 范围内较为可靠。

总之, 风洞自由飞模型非线性俯仰阻尼导数表示为角振幅的函数更为合理, 而且在实验数据的角振幅变化范围内阻尼导数具有良好的重复性, 可提供较为可靠的非线性阻尼特性。

### 参 考 文 献

- 1 Dayman B Jr. Simplified Free-Flight Testing in a Conventional Wind Tunnel. JPL TR 32-346, 1962.
- 2 马家骥等. 激波风洞中锥模型静、动稳定性导数的测量. 力学学报, 1980, (1): 84~89
- 3 许可法等. 超音速风洞自由飞模型测俯仰阻尼导数的实验研究. 第二届全国流体力学会议论文集, 1979. 40~46
- 4 Holmes J E, Woehr F A. Wind-Tunnel Free-Flight Testing of Configurations With High-Fineness Ratio Bodies; AIAA 71-278, 1971.
- 5 Nicolaides J D, Ingran C W. An Investigation of the Non-Linear Flight Dynamics of Ordnance Weapons; AIAA 69-135, 1969.
- 6 Chapman G T, Kirk D B. A Method for Extracting Aerodynamics Coefficients from Free-Flight Data; AIAA J, 1970, 8(4)753~758
- 7 Redd B, et al. NASA TND-2855, 1965.

# AN ACQUISITION METHOD OF PITCH DAMPING DERIVETIVES OF A BODY IN WIND TUNNEL FREE-FLIGHT TESTING

He Longde

*(Institute of Mechanics, Academia Sinica)*

**Abstract** A method to the problem of obtaining nonlinear pitch damping derivatives from an observed angular motion of a body in tunnel free-flight testing is presented. The pitch damping derivatives as a function of instantaneous angular displacement are obtained to fit the observed angular data by the nonlinear differential equations of motion. It is assumed that the damping per cycle is small, the damping coefficient is symmetrical. Then the pitch damping derivatives as a function of oscillation amplitude are obtained by applying the Kryloff-Bogoliuboff equivalent linearization technique to instantaneous damping. These damping derivatives as a function of oscillation amplitude have a good precision. In conclusion, the nonlinear pitch damping derivatives represented as a function of oscillation amplitude are more suitable for wind tunnel free-flight testing, and the nonlinear pitch damping derivatives are reliable in the amplitude range of testing data.

**Key words** wind tunnel free-flight, high angles of attack, pitch damping derivatives, nonlinear, data reduction