

doi: 10.7690/bgzdh.2014.08.020

## 风洞动导数俯仰振动试验装置的设计

王新科<sup>1</sup>, 张锐<sup>2</sup>, 鞠波<sup>2</sup>, 张世荣<sup>3</sup>

(1. 西南自动化研究所机械电气部, 四川 绵阳 621000; 2. 西南自动化研究所智能检测技术部, 四川 绵阳 621000; 3. 中国人民解放军防化研究院第二研究所, 北京 102205)

**摘要:** 针对动导数试验采用的自由振动法存在抗干扰能力弱, 不能控制振幅和频率等缺点, 采用强迫振动方法对风洞动导数俯仰振动试验装置进行设计。利用平行双曲柄机构原理, 通过飞行器模型在风洞中以给定的振幅、频率完成俯仰正弦振动运动, 模拟实际飞行状态测得俯仰姿态下的动导数, 并通过实例进行校核验证。结果表明: 该装置具有很高的强度和刚度, 能更准确地模拟飞行状态, 提高试验测量精度。

**关键词:** 动导数; 俯仰振动; 强迫振动

**中图分类号:** TJ02 **文献标志码:** A

## Wind Tunnel Dynamic Derivative Pitching Vibration Test Device Design

Wang Xinke<sup>1</sup>, Zhang Rui<sup>2</sup>, Ju Bo<sup>2</sup>, Zhang Shirong<sup>3</sup>

(1. Department of Mechanical & Electrical, Southwest Automation Research Institute, Mianyang 621000, China;  
2. Department of Intelligent Detection Technology, Southwest Automation Research Institute, Mianyang 621000, China;  
3. No. 2 Institute, The Chemical Defense Research Institute of the PLA General Armament Department, Beijing 102205, China)

**Abstract:** Aiming at these disadvantages of free vibration method for dynamic derivative using the existence of weak anti-interference ability, can't control the amplitude and frequency, the forced vibration method carries on the design to the wind tunnel aerodynamic derivatives of pitching vibration test device. Using the principle of double parallel crank mechanism, by aircraft model in a wind tunnel with a given amplitude, frequency sinusoidal vibration complete the pitching motion, simulating the actual flight conditions measured dynamic derivative pitch attitude, and checked verified through examples. The results show that, the device has high strength and stiffness, can simulate the flight state more accurately, and improve the test precision.

**Keywords:** dynamic derivatives; pitching vibration; forced vibration

### 0 引言

风洞动导数振动试验的风洞试验指在风洞中安置飞行器或其他物体模型, 研究气体流动及其与模型的相互作用, 以了解实际飞行器或其他物体的空气动力学特性的一种空气动力实验方法。

动稳定性导数(简称“动导数”)是飞行器运动中速度或角速度变化引起的气动力或力矩变化, 以导数形式表达。不同飞行器在不同状态下飞行时, 起主要作用的动导数不同, 风洞实验的目的是测出对飞行器性能影响较大的动导数, 动导数是飞行器动态品质分析不可缺少的原始气动参数。因此, 对动导数的研究具有巨大的社会意义和军事效益<sup>[1]</sup>。动导数试验以往采用自由振动法, 无法控制自由振动的振幅和频率, 也不能做交叉耦合导数, 且抗干扰能力弱, 为了克服这些缺点, 可采用强迫振动法确定模型的动导数。强迫振动法是对模型系统施加一定频率的正弦激振力矩。通过测量仪器, 测定它的激振力矩与模型振动角位移之间的相位差, 从而

确定动导数<sup>[1]</sup>。其中, 俯仰振动是模拟飞行器在飞行中做拉升、俯冲动作时的相关动导数参数。

平行双曲柄机构的两曲柄旋转方向是相同的, 且角速度相同。笔者设计一种风洞动导数俯仰振动试验装置, 利用平行双曲柄机构原理, 采用强迫振动的方法, 完成飞机模型在风洞中的动导数俯仰振动试验。

风洞内空气流动产生的气流负载较大, 并且机构运动频率要求高<sup>[2]</sup>。因此, 风洞动导数俯仰振动试验装置需要解决的主要问题有: 1) 运动的高动态性; 2) 机构的高刚性、高强度, 避免在风阻、伺服电机等激励下产生共振; 3) 整个装置的低阻塞率(试验装置与所在风洞内腔的截面积之比)。

### 1 总体技术指标

最大角振幅:  $A=10^\circ$ ; 运动频率:  $f=0.3\sim 3.0\text{ Hz}$ ; 气流负载:  $\geq 430\text{ N}\cdot\text{m}$ ; 位置精度:  $0.1^\circ$ ; 运动轨迹方程:  $\theta=A\sin(2\pi ft+\psi)$ 。

式中:  $t$  为时间;  $\theta$  为偏离水平位置的角度;  $\psi$  为初

收稿日期: 2014-04-10; 修回日期: 2014-05-30

作者简介: 王新科(1986—), 男, 陕西人, 本科, 助理工程师, 从事自动化非标设备研究。

始角度。

图 1 为机构运动简图。

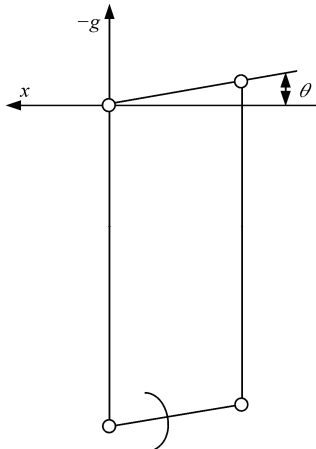
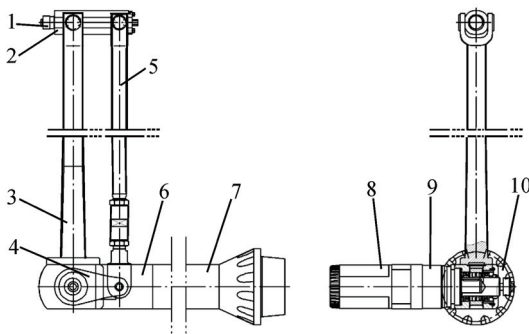


图 1 机构运动简图

### 2 机构方案

该试验装置是以风洞大攻角支撑机构为安装平台，实现飞行器模型在俯仰振动运动中的动导数试验。动导数俯仰振动试验装置如图 2 所示。



1. 动导天平; 2. 天平套筒; 3. 前支杆; 4. 摇臂; 5. 可调式尾支杆; 6. 支座; 7. 主支撑杆; 8. 伺服电机; 9. 行星减速机; 10. 角度编码器。

图 2 动导数俯仰振动试验装置

试验装置通过主支撑杆 7 与风洞大攻角支撑机构连接，天平套筒 2、前支杆 3、摇臂 4 和可调式尾支杆 5 组成平行双曲柄机构。动导天平 1 一端安装于天平套筒内，另一端连接飞机模型。

伺服电机 8 驱动摇臂 4 做正弦转动，通过平行双曲柄机构，带动动导天平 1 上的飞机模型做同幅振动(如图 2、图 3)。为了降低试验装置对飞行器模型附近气流场的影响，试验装置中体积相对较大的伺服电机和行星减速机安装在装置基部，中心间距大于 1 700 mm，将结构简化或在风洞纵深方向重叠，达到试验装置阻塞率小于 0.9% 的要求。

为保证机构的动态性能和刚性，采取措施如下：

1) 各回转关节处均使用一对“背靠背”安装的角度接触球轴承，减小摩擦阻尼和配合间隙；

2) 重要零件材料选用高合金钢 30CrMnSiA，在调质、锻造后采用整体机加的方式生产；

3) 摇臂 4、支座 6 利用 CAE 软件进行结构优化设计，在保证强度的前提下减少阻塞度；

4) 前支杆 3、可调式尾支杆 5 加工成中空结构，减少重量。

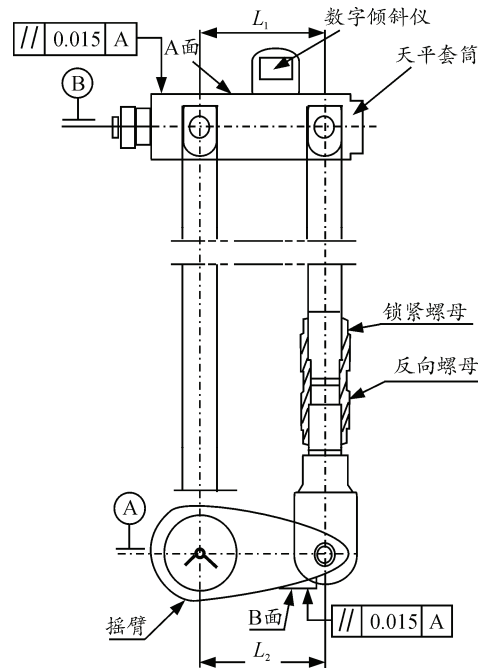


图 3 机构调平示意图

### 3 机构调平方法

本试验装置是利用平行双曲柄机构的特性实现俯仰振动运动，因此，机构组装完成后，各构件能否形成理想的平行双曲柄机构至关重要。这不但影响试验测量精度，而且可能因过定义配合导致试验装置或飞行器模型损坏。

本试验装置调平方法的原理：平行四边形定义，一对边平行且相等。首先，通过精密加工保证摇臂、天平套筒上 2 个各自轴承孔的间距相等 ( $L_1=L_2$ ，见图 3)，并且在这 2 个零件上各加工 1 个小平台 (A 面、B 面)，该平台与 2 个各自轴承孔中心形成的平面平行。然后，摇臂固定位置，使用数字倾斜仪在 B 面测量并记录倾斜角。最后，将数字倾斜仪放置于天平套筒 A 面位置上，旋转反向螺母使可调式尾支杆长度变化，观察数字倾斜仪读数，当与 B 面倾斜度相同时，锁紧螺母，机构调平。

### 4 校核

俯仰振动试验装置的校核主要包括：1) 机构运动的动态性能，即运动机构与电机惯量匹配关系；2) 可调尾支杆的受压稳定性；3) 关重件强度校核。

表 1 为伺服电机及行星减速机部分参数。

表 1 伺服电机及行星减速机部分参数

参数	电机	减速机
惯量/(kg·cm <sup>2</sup> )	65	35.68
额定扭矩/(N·m)	25.1	—
减速比 <i>i</i>	—	40

### 4.1 电机动态性能惯量匹配计算

为保证飞行器模型俯仰振动角度轨迹与理论正弦曲线达到比较高的拟合性，要求数控试验装置具有良好的快速响应特性。负载惯量与电机的响应和机构启动、制动时间息息相关。因此，加在电机轴上负载惯量的大小，将直接影响电机的灵敏度以及整个伺服系统的精度<sup>[3-5]</sup>。伺服电机的不同，负载惯量与电机惯量的比值不尽相同，一般认为小于 3 倍。

本试验装置的运动部件主要有：天平套筒 2、摇臂 4 和可调式尾支杆 5。

根据刚体绕通过质心转轴的轴转动惯量计算公式及平行轴定理：

$$J_c = \sum_i m_i r_i^2$$

$$J = J_c + md^2$$

则有： $J_{\text{天平套筒}} = J_{\text{天平套筒C}} + m_{\text{天平套筒}} L_1^2$  (1)

$J_{\text{摇臂}} = J_{\text{摇臂C}} + m_{\text{摇臂}} L_1^2$  (2)

其中，将可调式尾支杆沿中心轴分割为 *i* 个质点后，可调式尾支杆的运动形式可近似为各质点独立绕前支杆上相应位置一点的旋转运动，旋转半径为 *L<sub>i</sub>*，得

$J_{\text{可调式尾支杆}} = \sum_i (J_{\text{可调式尾支杆C}_i} + m_{\text{可调式尾支杆C}_i} L_i^2)$  (3)

利用三维建模软件 pro/E 的质量属性分析，计算出  $J_{\text{天平套筒C}}$ 、 $J_{\text{摇臂C}}$ 、 $J_{\text{可调式尾支杆C}}$ ，式 (1)~式 (3) 中其余参数均已知；所以，机构运动部件绕电机轴的转动惯量为：

$J_{\text{负载}} = J_{\text{天平套筒}} + J_{\text{摇臂}} + J_{\text{可调式尾支杆}}$

$J_{\text{负载}} = 2.1 \text{ kg}\cdot\text{m}^2 = 2.1 \times 10^4 \text{ kg}\cdot\text{cm}^2$

$J_{\text{减速机}} = 35.68 \text{ kg}\cdot\text{cm}^2$

电机转动惯量为

$J_m = 65 \text{ kg}\cdot\text{cm}^2$

则，换算到电机轴端的总当量负载转动惯量为

$J_d = J_{\text{减速机}} + \frac{J_{\text{负载}}}{i^2} = 48.8 \text{ kg}\cdot\text{cm}^2$

惯量匹配验算：

$\frac{J_d}{J_m} = \frac{48.8}{65} = 0.75 < 5$

所以满足电机动态性能要求。

### 4.2 可调式尾支杆稳定性计算

在俯仰振动运动过程中尾支杆只在两端受力，并且长径比接近 30，为典型的细长二力杆。

已知，可调式尾支杆材料为 30CrMnSiA，弹性模量  $E=206 \text{ GPa}$ ，截面为环形  $D_{\text{外}}=0.058 \text{ m}$ ， $D_{\text{内}}=0.032 \text{ m}$ ，尾支杆总长  $L=1.7 \text{ m}$ ，尾支杆最大轴向载荷  $p=7.1 \text{ kN}$ ，因在风洞中试验攻角不同，同时受到风载的影响，根据经验安全系数在 30~60。

尾支杆截面惯性矩：

$I = \frac{\pi}{64} (D_{\text{外}}^4 + D_{\text{内}}^4) = 5.04 \times 10^{-7} \text{ m}^4$

根据两端铰支细长杆的欧拉公式计算临界力：

$p_{\text{or}} = \frac{\pi^2 EI}{L^2} = 3.55 \times 10^5 \text{ N}$

安全系数  $e = \frac{p_{\text{or}}}{p} = 50$ ，尾支杆满足稳定性要求。

### 4.3 强度校核

本试验装置的工作环境复杂，负载大。因此，作为主支撑件的支座和驱动件摇臂必须有足够的强度和刚性来保证试验的可靠进行。作者通过 pro/E 的 CAE 分析模块对支座及摇臂进行结构优化设计，结果如图 4、图 5。

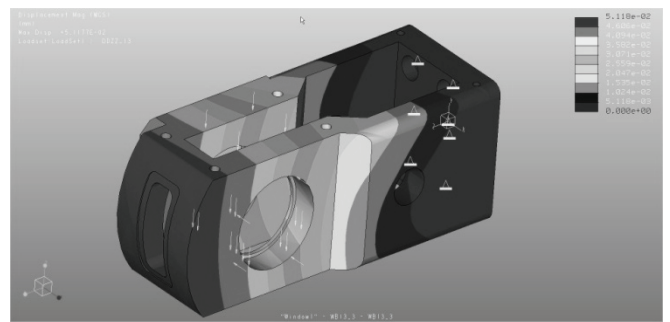


图 4 支座应变图

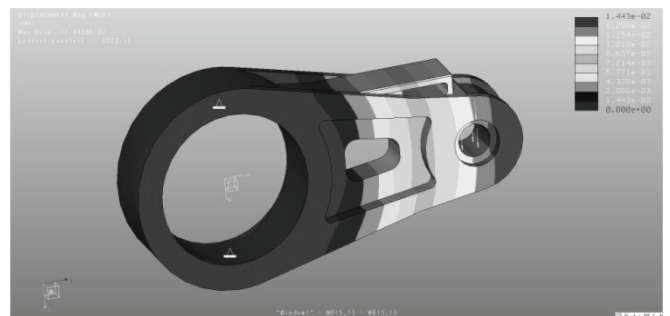


图 5 摇臂应变意图