

文章编号: 1000-5013(2010)03-0246-06

低速风洞绳牵引并联支撑系统 气动导数解算原理

胡龙, 郑亚青

(华侨大学 机电及自动化学院, 福建 泉州 362021)

摘要: 对传统“硬式”支撑系统和“软式”张线支撑系统, 以及绳牵引并联支撑系统的支撑形式进行分析. 对比实验结果表明, 低速风洞试验的静导数测量采用“软式”支撑系统较好, 张线支撑系统只能实现静导数测量; 绳牵引系统不仅具有张线测量静导数时的全部优点, 而且还可以实现单自由度的和多个姿态角组合的飞行器模型的多种振荡运动时的动导数测量. 在传统风洞试验基础上, 结合绳牵引系统的自身特点解析, 归纳绳牵引支撑风洞试验系统的静导数和动导数的气动导数解算原理.

关键词: 风洞; 支撑系统; 绳牵引; 气动导数

中图分类号: V 260; TH 112

文献标识码: A

风洞试验是获得飞行器气动导数的一个重要途径. “硬式”支撑系统是风洞试验传统的支撑, 其支架干扰较大, 一种激振装置只能实现模型的一种振荡形式, 吹风试验时容易引起模型-天平-支撑系统的振动. 因此, 在动导数测量时需要进行补偿修正, 测量误差较大^[1-3]. 近几年, 国内外相继开发了“软式”支撑系统, 其中代表性的有张线支撑系统. 它能较好地解决模型支撑刚度与其气动干扰之间的矛盾, 对于大攻角试验来说是一种很有实用价值的支撑形式^[4]. 但是, 张线支撑系统目前只能实现测量静导数^[5]. 另一种国内外发展的“软式”支撑系统, 是基于机器人技术的六自由度绳牵引并联支撑系统. 它能较好地解决模型支撑刚度与气动干扰之间的矛盾, 但还处于研究阶段. 国外具有代表性的是, 法国国家航空研究局支持的低速风洞绳牵引并联支撑系统“SACSO 项目”. 该系统已经用于战斗机的风洞测力实验中, 但其研究成果很少见诸于学术刊物. 国内对绳牵引并联机构在风洞试验应用的研究开展较少. 文[1-3]在低速风洞绳牵引并联支撑系统的机构设计、模型姿态控制研究、结构设计, 以及运动学参数标定和模型的测力原理分析取得了阶段性的研究成果. 本文将对传统“硬式”支撑系统和“软式”张线支撑系统, 以及绳牵引并联支撑系统的支撑形式进行对比, 分析绳牵引并联支撑系统的气动导数解算原理.

1 风洞试验“硬式”支撑系统

“硬式”支撑系统通常采用杆式或柱式腹撑和尾撑. 其静导数测量原理是, 在一定的风速条件下, 由电机驱动支撑杆实现模型的姿态角的变化, 通过安置在模型内部的六分量天平, 获取飞行器处于各姿态角时的气动力数据.

动导数风洞试验常用的方法, 有自由振动法和强迫振动法. 通过吹风和不开风状态下的试验, 再经数据处理求得动导数^[6]. 腹撑动导数测试激振装置, 通常包括驱动电机、减速器、偏心机构、正弦振荡机构、线性传动机构、上下支撑、六分力应变天平和模型^[7].

动导数测量解算, 通常采用位移信号与力矩信号相关低通滤波法. 以俯仰振动测量俯仰阻尼导数

收稿日期: 2008-12-21

通信作者: 郑亚青(1974), 女, 副教授, 主要从事绳牵引并联机构的研究. E-mail: yq_zheng@hqu.edu.cn.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50475099); 福建省青年人才创新基金资助项目(2006F3083); 华侨大学高层次人才科研启动项目(06BS218)

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

为例, 其风洞试验的气动信息采集运用六分力天平测量, 在小振幅情况下, 固定在天平上的模型, 在俯仰强迫驱动力矩作用下作俯仰强迫振动. 根据线性小扰动假设, 可建立振动方程为^[8]

$$(I_P + M_z^{\theta_P})\ddot{\theta}_P + (D_z + M_z^{\dot{\theta}_P})\dot{\theta}_P + (K_z + M_z^{\theta_P})\theta_P = \bar{M}_z \sin(\omega t + \lambda) + u(t). \tag{1}$$

式(1)中: \bar{M}_z 为正弦规律基波的幅值; $u(t)$ 为高阶分量; λ 为位移信号与力矩信号之间的相位差. 通过不吹风(off)与吹风(on)试验可得

$$\begin{aligned} M_z^a - K^2 M_z^{\bar{\omega}_z} &= \frac{[(\bar{M}_z)_{\text{on}} - (\bar{M}_z)_{\text{off}}]}{\theta_{P,0} \cdot qsb_A} \cos \lambda \\ M_z^{\bar{a}} + M_z^{\bar{\omega}_z} &= \frac{[(\bar{M}_z)_{\text{on}} - (\bar{M}_z)_{\text{off}}]}{\theta_{P,0} \cdot qsb_A K} \sin \lambda \end{aligned} \tag{2}$$

采用相关滤波数据处理方法, 就可计算出动导数. 对气动力数据信息也可采用力矩信号傅氏变换原理进行动导数测量解算^[8].

传统的风洞硬式支撑系统在飞行器模型进行大姿态角组合变化试验, 以及动态试验时, 存在以下 4 个缺点^[1-3]. (1) 支撑刚度较差. (2) 吹风试验时容易引起模型-天平-支撑系统的振动, 从而增加测量误差. (3) 在大姿态角试验时, 庞大的支架对气流造成的干扰量, 无法通过通常的修正方法修正而得到较准确的试验结果. (4) 在进行动态试验时, 支架干扰严重改变了试验结果的真实性和可信度, 对动导数实验准确度影响很大, 不可忽略.

2 风洞试验“软式”张线支撑系统

1994 年, 中国气动中心一所首次研制成功了 3.2 m 开口风洞中的张线支撑系统. 1997 年, 黑龙江哈尔滨空气动力研究所成功研制了低速闭口生产性风洞的张线支撑-内天平测量系统^[9]. 这两种的张线支撑均采用套管内天平系统, 套管内的应变天平一头与模型相连, 另一头与作为支撑体的套管相连. 套管上有前、后两个吊点, 套管装入模型内, 连于吊点上的钢索, 穿经模型后挂在风洞的上、下转盘之间. 前、后吊点各由几根张线张紧, 并与张力传感器相连.

该系统的角度控制机构由步进电机、谐波减速器、蜗轮蜗杆减速器及大滑轮组成, 角度控制精度可为 $\pm 2'$. 该系统的角度变化可达范围较大, 在模型侧吊时, $\alpha = \pm 360^\circ$, $\beta = \pm 65^\circ$; 而在模型正吊时, $\alpha = \pm 65^\circ$, $\beta = \pm 360^\circ$. 所有的张线都与天平连接, 与模型无接触, 六分力天平可直接测量模型所受气动力和力矩 6 个分量, 测力方案简单, 测力精度很高, 可达 0.000 1. 数据采集及处理系统可直接用硬式支撑风洞原有的系统, 张线支撑角度控制系统的信号直接输给风洞的数据采集系统后参与运算.

张线支撑系统具有可试验的攻角和侧滑角范围大、支撑干扰小、控制和测量精度高, 以及高得多的固有频率、支撑刚度好等特点. 但从机构学的角度看, 张线支撑系统并非机器人机构形式, 在姿态控制与测力原理上, 也与绳牵引并联机构不同, 无法实现自动控制. 而且, 张线支撑无法进行动态实验, 目前只能用来测静导数.

3 绳牵引并联支撑系统

3.1 静导数与动导数的测量优势

将绳牵引并联机构应用于风洞模型的支撑, 是近年来随着并联机构学与力控制技术的发展而提出的一种新概念. 因为它采用了先进的机器人控制技术, 同一机构可以实现飞行器模型大姿态角多个组合变化试验和动态试验. 与张线支撑相比, 特别是在动态试验方面具有广泛的发展前景.

在静导数测量时, 六自由度绳牵引并联支撑系统具有消除支架干扰, 数据测量精度高, 以及可达较大的姿态角范围的显著优点. 在测动导数时, 则具有同一机构可实现大姿态角多个组合变化试验和动态试验, 以及气动力数据采集系统简化, 可由力矩传感器直接获取的潜在优势.

3.2 对飞行器模型进行姿态调整

3.2.1 系统样机及结构参数 研究在主位姿处, 3 个转动自由度相互解耦的, 8 根绳牵引的 6 自由度机构 WDPSS-8 支撑系统. 该系统样机及结构参数, 如图 1 所示. 该系统的缩比模型在主位姿处(即风洞

的中央), φ_r 可达 $-90^\circ \sim 90^\circ$, φ_y 可达 $-90^\circ \sim 90^\circ$, φ_x 可达 $-90^\circ \sim 90^\circ$; 其运动学位置正解为封闭形式.

3.2.2 运动学位姿逆解 由既定的飞行器模型姿态求各根绳的长度. 求解运动学位姿逆解问题, 是为了飞行器模型基于运动学级的姿态控制做准备. 图 1 所示的 WDPSS-8 的运动学表示在图 2 中给予定义. 其中: $l_i (i=1, \dots, 8)$ 是沿第 i 根绳的向量, 该向量的模与绳长一样长; 第 i 根绳的长度用变量 l_i 表示; u_i 是沿第 i 根绳的单位向量; B_i 和 P_i 分别为第 i 根绳与机架和缩比模型的 2 个点状铰链点. 这 2 个点状铰链点的位置分别用向量 a_i 和 r_i 表示.

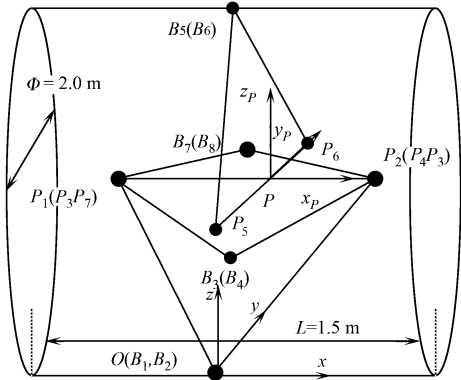


图 1 WDPSS-8 的结构参数

Fig. 1 Structural parameters of WDPSS-8

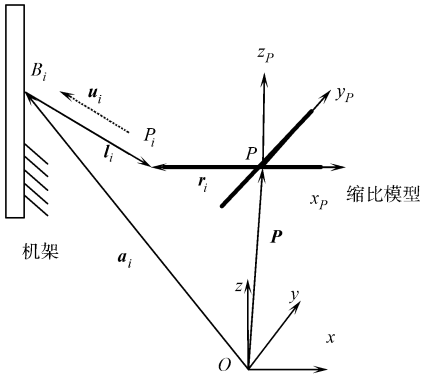


图 2 WDPSS-8 的运动学符号

Fig. 2 Kinematic notations for WDPSS-8

显然, a_i 在固定坐标系 $Oxyz$ 里是常向量, 而 r_i 在活动坐标系 $Px_p y_p z_p$ 里是常向量; R 是活动坐标系 $Px_p y_p z_p$ 绕固定坐标系 $Oxyz$ 的 3 个轴 ($Ox-Oy-Oz$) 依次旋转得到的旋转矩阵.

基于这样的运动学符号, 缩比模型的位置可描述为

$$P = a_i + l_i - Rr_i, \quad i = 1, \dots, 8 \tag{3}$$

由此可得

$$l_i^2 = [P + Rr_i - a_i]^T [P + Rr_i - a_i], \quad i = 1, \dots, 8 \tag{4}$$

3.2.3 试验装置及姿态控制试验 实验平台控制部件, 包括四轴通用型运动控制卡、步进电动机、电机驱动器等电子器件. 在风洞试验时, 将飞行器模型用支撑系统置于风洞试验段的均匀流中, 飞行器为执行预定的任务需要变化不同的飞行姿态. 在设计阶段, 只有通过风洞试验才能验证其在各种飞行姿态下的飞行性能和气动特性与载荷.

因此, 在实验中, 主要完成对缩比模型在主位置处的各种姿态的控制, 即 3 个转动自由度(俯仰、滚转、偏航)的运动控制. 采用 Visual C++ 编制驱动程序, 进行缩比模型的转动运动控制实验, 实现了改变其 3 个姿态角的运动控制.

3.3 静导数测量原理^[10]

由于飞行器模型在进行低速风洞测力实验时, 其姿态的变化几乎是准静态的. 所以, 可利用吹风前后飞行器模型所受的外力差(静力学模型)来计算气动力和力矩.

如图 2 所示, 设 $L_i = B_i P_i$, $l_i = \|L_i\|$, $u_i = L_i / l_i$, t_i 为第 i 根绳的拉力. 该拉力产生一个作用于缩比模型的拉力 $T_i = t_i u_i$, 记为 $r_i = P P_i$. 如果要在缩比模型上作用力螺旋(如重力、空气动力等), 则最低要求是所有绳的拉力都应大于零.

(1) 吹风前, 缩比模型承受 8 根绳的牵引力和重力而处于静力学平衡状态. 其静力学平衡方程可表示为

$$J^T T + F_G = 0. \tag{5}$$

式(5)中: T 是 8 个分量组成的列向量 $(t_1, \dots, t_8)^T$, 是具有 8 个分量的拉力向量; J^T 是机构的结构矩阵; F_G 为飞行器模型的重力向量.

(2) 吹风后, 缩比模型承受 8 根绳的牵引力和重力和空气动力和动力矩而处于静力学平衡状态. 其静力学平衡方程可表示为

$$J^T T' + F_G + F_A = 0. \tag{6}$$

式(6)中: \dot{T} 为 8 个分量组成的列向量 $(\dot{t}_1, \dots, \dot{t}_8)^T$, 是具有 8 个分量的外力向量; J^T 是机构的结构矩阵; F_G 为飞行器模型的重力向量; F_A 为空气动力和动力矩。

由吹风前、后的静力学平衡方程, 可得

$$F_A = J^T(T - \dot{T}). \tag{7}$$

选用微加速度计和微陀螺仪用于测量模型的姿态和位置, 采用滚珠丝杆/螺母/线性滑轨组件机构驱动绳收放同时测绳拉力。测力系统为 NS-WL1 型拉力传感器(上海天沐自动化仪表公司), 量程为 10 kg, 每根绳各配 1 个拉力传感器, 一共配了 8 个拉力传感器。通过式(7), 可解算出各静导数参量。

实验时, 假设缩比模型在主位置($x = 0, y = 0, z = 0$)处, 驱动模型绕 O_y 轴改变姿态角 φ , 让另外 2 个姿态角 φ_y 和 φ_z 的值始终不变, 均保持为零。由力传感器测出吹风前、后所对应的各根绳的拉力值, 然后通过公式可以计算出特定俯仰角时的升力、阻力和力矩。

3.4 动导数测量原理

在吹风前后, 分别控制模型做振荡运动。模型的振动位移信号可由装在模型内的位移传感器如陀螺仪等测出, 而气动力可由系统的动力学方程联合力控制方案解算出来。实验中, 将所获得的气动力信息和模型振动位移信息送到数据采集系统中进行处理, 最后通过数据处理得到动导数。

支撑系统的动力学模型是飞行器模型的振荡控制系统设计的基础, 其准确性直接影响振荡控制系统的性能。由于绳索不可避免地要具有一定的弹性, 因此, 为了获得好的控制效果, 在动力学建模时是需要考虑绳索的弹性效应。但为了简化理论分析, 不失一般性, 作以下假设: (1) 绳索的变形很小, 可以忽略不计, 视为刚性体; (2) 忽略绳索的质量。

(1) 驱动器的动力学模型为

$$M\ddot{l} + B\dot{l} = \tau - T. \tag{8}$$

式(8)中: 绳长向量 $l = (l_1, \dots, l_8)^T \in R^8$; 驱动器的惯性矩阵 $M = \text{diag}(m_1, \dots, m_8) \in R^{8 \times 8}$, 驱动器粘性摩擦系数矩阵 $B = \text{diag}(b_1, \dots, b_8) \in R^{8 \times 8}$; 驱动器的力向量 $\tau = (\tau_1, \dots, \tau_8)^T \in R^8$; 绳拉力向量 $T = (t_1, \dots, t_8)^T \in R^8$ 。

(2) 飞行器模型的力学模型为

$$\frac{d}{dt}(M_0 \cdot \dot{X}) = F - F_G. \tag{9}$$

即 $M_0 \cdot \ddot{X} + \dot{M}_0 \dot{X} = F - F_G$, 其中: $M_0 = \begin{bmatrix} (m_P I)_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & A_G(3 \times 3) \end{bmatrix}$ 是飞行器模型的惯性矩阵; m_P 为飞行器模型的质量; A_G 为飞行器模型关于重心的惯性矩; X 为飞行器模型的位姿。 F 为由绳拉力所引起的作用在飞行器模型的外力螺旋, 满足 $F = J^T T$, 其中, J 为绳牵引并联机构的 Jacobi 矩阵, 满足 $\dot{l} = J\dot{X}$ 。 $F_G = (0, 0, m_P \cdot g, 0, 0, 0)^T$ 为飞行器模型的重力向量, $g = 9.8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ 。

(3) 绳牵引并联支撑系统的整体动力学模型(动力学符号如图 3 所示), 可式(8), (9)推导出, 有

$$(M_0 + J^T M J) \ddot{X} + (M_0 + J^T M J + J^T B J) \dot{X} = J^T \tau - F_G. \tag{10}$$

绳牵引并联支撑系统的动力学模型是高度耦合的非线性系统, 而且冗余驱动引入了过约束。因此, 在设计控制方案时, 必须对动力学模型进行线性化和解耦处理, 并设计一个电机的驱动器向量, 有

$$\tau = (J^T)^+ [K_d(X_d - X) + K_v(\dot{X}_d - \dot{X}) + F_G] + \dot{v}.$$

这里满足 $J^T v = 0$, K_d 和 K_v 为无风时的控制反馈增益。可以证明, 用该控制律下的控制系统是稳定的。

(4) 动导数的推导。以俯仰振荡运动($X = \theta_P = \{0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0\}^T$, $\dot{X} = \{\dot{\theta}_P \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0\}^T$)为例, 推导在吹风前后相对应的系统整体动力学方程

(1) 在吹风前时, 式(10)可表达为

$$(M_0 + J^T M J) \ddot{\theta}_P + (M_0 + J^T M J + J^T B J) \dot{\theta}_P = J^T \tau - F_G. \tag{11}$$

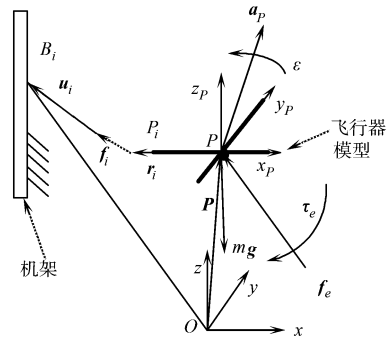


图 3 WDPSS 8 的动力学符号

Fig. 3 Dynamic Notation for WDPSS 8

由此可得

$$a\ddot{\theta}_P + b\dot{\theta}_P = c$$

其中: a 是矩阵 $(M_0 + J^T MJ)$ 的第 5 行的所有元素之和; b 是 $(M_0 + J^T MJ + J^T BJ)$ 的第 5 行的所有元素之和; $c = K_d(\theta_{P,d} - \theta_P) + K_v(\dot{\theta}_{P,d} - \dot{\theta}_P)$, $\theta_{P,d}$ 为飞行器模型的期望俯仰角速度; $M_y(t)_{\text{off}}$ 定义为在无风下, 当飞行器模型做俯仰振荡时系统的振荡力矩, 满足

$$M_y(t)_{\text{off}} = (\tilde{M}_y)_{\text{off}} \sin(\omega t + \lambda) = a\ddot{\theta}_P + b\dot{\theta}_P = c = K_d(\theta_{P,d} - \theta_P) + K_v(\dot{\theta}_{P,d} - \dot{\theta}_P). \tag{12}$$

(2) 在吹风下, 当飞行器模型做俯仰振荡时, 则式(10)可表达为

$$M_y^{\ddot{\theta}_P} \ddot{\theta}_P + M_y^{\dot{\theta}_P} \dot{\theta}_P + M_y^{\theta_P} \theta_P + (M_0 + J^T MJ) \ddot{\theta}_P + (M_0 + J^T MJ + J^T BJ) \dot{\theta}_P = J^T \tau - F_G. \tag{13}$$

$M_y(t)_{\text{on}}$ 定义为在吹风下, 当飞行器模型做俯仰振荡时系统的振荡力矩, 满足

$$M_y(t)_{\text{on}} = (\tilde{M}_y)_{\text{on}} \sin(\omega t + \lambda) = K'_d(\theta_{P,d} - \theta_P) + K'_v(\dot{\theta}_{P,d} - \dot{\theta}_P). \tag{14}$$

由方程(11)和(13), 可得到

$$M_y^{\ddot{\theta}_P} \ddot{\theta}_P + M_y^{\dot{\theta}_P} \dot{\theta}_P + M_y^{\theta_P} \theta_P = [(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}] \sin(\omega t + \lambda). \tag{15}$$

由方程(12), (14)和(15), 可得到

$$[(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}] \sin(\omega t + \lambda) = (K'_d - K_d)(\theta_{P,d} - \theta_P) + (K'_v - K_v)(\dot{\theta}_{P,d} - \dot{\theta}_P). \tag{16}$$

事实上, τ 和 τ_y 的第 5 列 τ_y 和 τ'_y , 可分别由拉力传感器来测得. 即

$$\begin{aligned} \tau_y &= a_{1\tau_y} \sin \omega t + b_{1\tau_y} \cos \omega t, \\ \tau'_y &= a'_{1\tau_y} \sin \omega t + b'_{1\tau_y} \cos \omega t. \end{aligned} \tag{17}$$

因此, 方程(17)可表示成

$$[(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}] \sin(\omega t + \lambda) = J_5(a'_{1\tau_y} - a_{1\tau_y}) \sin \omega t + J_5(b'_{1\tau_y} - b_{1\tau_y}) \cos \omega t. \tag{18}$$

其中: J_5 是矩阵 J^T 的第 5 行的所有元素之和.

因为 $\theta_P = \theta_{P,0} \sin \omega t$, $\dot{\theta}_P = \omega \theta_{P,0} \cos \omega t$, $\ddot{\theta}_P = -\omega^2 \theta_{P,0} \sin \omega t$, 所以上式可表达为

$$\begin{aligned} M_y^{\ddot{\theta}_P} - \omega^2 M_y^{\theta_P} &= \frac{(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}}{\theta_{P,0}} \cos \lambda = J_5(a'_{1\tau_y} - a_{1\tau_y}); \\ M_y^{\dot{\theta}_P} &= \frac{(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}}{\omega \theta_{P,0}} \sin \lambda = J_5(b'_{1\tau_y} - b_{1\tau_y}). \end{aligned}$$

由于有 $M_y^{\ddot{\theta}_P} = M_y^{\ddot{\theta}_y} + M_y^{\ddot{\omega}_y}$; $M_y^{\dot{\theta}_P} = M_y^{\dot{\theta}_y}$; $M_y^{\theta_P} = M_y^{\theta_y}$, 方程(19)可表示成

$$M_y^{\ddot{\theta}_y} - \omega^2 M_y^{\theta_y} = \frac{(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}}{\theta_{P,0}} \cos \lambda = J_5(a'_{1\tau_y} - a_{1\tau_y}); \tag{19}$$

$$M_y^{\ddot{\omega}_y} + M_y^{\omega_y} = \frac{(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}}{\omega \theta_{P,0}} \sin \lambda = J_5(b'_{1\tau_y} - b_{1\tau_y}). \tag{20}$$

方程(19), (20)可重新表达为

$$m_y^{\ddot{\theta}_y} - K^2 m_y^{\omega_y} = \frac{(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}}{\theta_{P,0} q s b_A} \cos \lambda = \frac{J_5(a'_{1\tau_y} - a_{1\tau_y})}{\theta_{P,0} q s b_A}. \tag{21}$$

式(21)中: $m_y^{\ddot{\theta}_y} - K^2 m_y^{\omega_y}$ 被称为 同相导数; $K = \frac{\omega b_A}{V}$ 为折算频率; b_A 为平均动力学弦长; V 为未被干扰气流速度. 则有

$$m_y^{\ddot{\theta}_y} + m_y^{\omega_y} = \frac{(\tilde{M}_y)_{\text{on}} - (\tilde{M}_y)_{\text{off}}}{\theta_{P,0} q s b_A K} \sin \lambda = \frac{J_5(b'_{1\tau_y} - b_{1\tau_y})}{\theta_{P,0} q s b_A K}. \tag{22}$$

其中: $m_y^{\ddot{\theta}_y} + m_y^{\omega_y}$ 为正交导数.

依此类推, 可得到另外 2 个单自由度振荡运动(旋转和偏航)所对应的动导数.

4 结 论

通过对“硬式”支撑系统、“软式”张线支撑系统及绳牵引支撑系统的分析, 可以得出以下 4 点结论.

(1) 低速风洞试验的静导数测量采用“软式”支撑系统较好. 因为该系统具有支撑刚度大、对气流干扰量小、测量精度高、可达攻角范围大的特点.

(2) 动导数的实验测量目前还只能采用“硬式”支撑系统, 而张线支撑系统只能实现静导数测量; 绳牵引支撑系统可以实现动导数测量, 但目前还处于研究阶段。

(3) 绳牵引支撑系统拥有张线支撑系统的全部优点, 而且采用机器人的控制技术, 可实现单自由度的和多个姿态角组合的飞行器模型的多种振荡运动。通过特有的测力原理, 可实现静导数和动导数的实验测量。

(4) 在传统风洞试验基础上, 结合绳牵引系统的自身特点, 解析归纳了绳牵引支撑风洞试验系统的静导数和动导数测量原理。但分析只停留在理论上, WDPSS-8 的动导数测试平台还有待于完善, 飞行器模型的振荡位移和电机的真实驱动力矩的精确测控系统, 有待于进一步得到研发。

参考文献:

- [1] 刘雄伟, 郑亚青, 林麒. 应用于飞行器风洞试验的绳牵引并联机构技术综述[J]. 航空学报, 2004, 25(4): 393-400.
- [2] 郑亚青. 绳牵引并联机构若干关键理论问题及其在风洞支撑系统中的应用研究[D]. 泉州: 华侨大学, 2004.
- [3] 郑亚青, 林麒, 刘雄伟. 低速风洞绳牵引并联支撑系统的机构与模型姿态控制方案的设计[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 774-778.
- [4] 沈礼敏, 沈志宏, 黄勇. 低速风洞大攻角张线式支撑系统[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(4): 15-21.
- [5] 王延奎, 黄涛, 邓学莹. 机身后体气动特性及其张线支撑影响研究[J]. 力学学报, 2004, 36(3): 257-264.
- [6] 孙海生. 96型低速大攻角动导数试验系统[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(1): 31-37.
- [7] 杨恩霞, 苗志滨, 刁彦飞. 飞行器动导数测试装置的设计[J]. 机械工程师, 1999(11): 12-18.
- [8] 孙海生. 飞行器大攻角动稳定性风洞试验[D]. 西安: 西北工业大学, 2003: 1-64.
- [9] 卞於中, 李祥瑞, 李立, 等. 低速闭口风洞模型张线支撑及内天平测量系统的研制[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(3): 85-90.
- [10] 郑亚青. WDPSS 缩比模型的低速风洞测力试验[J]. 华侨大学学报: 自然科学版, 2009, 30(2): 119-122.

Analysis of Calculation Principle of Aerodynamic Derivatives of the Aircraft in Wire-Driven Parallel Suspension Systems for Low-Speed Wind Tunnels

HU Long, ZHENG Ya-qing

(College of Mechanical Engineering and Automation, Huaqiao University, Quanzhou 362021, China)

Abstract: After analysis of the traditional strut suspension system, cable mounted suspension system, and wire driven parallel suspension system, it can be concluded by comparison that it is a more suitable way to use cable mounted suspension system to measure the static derivatives of the aircrafts in low speed wind tunnels but it can only measure that, and wire driven parallel suspension system not only owes all of the advantages of cable mounted suspension system when measuring the static derivatives, but also it can measure the dynamic derivatives when the aircraft performs the oscillations including single degree of freedom oscillation and other oscillations with the multi attitude combination. Based on the principle of traditional wind tunnel tests and the inherent characteristics of wire driven parallel suspension system, the summary of calculation principle of aerodynamic derivatives including static and dynamic derivatives of the aircraft in wire driven parallel suspension system for low speed wind tunnels is made.

Keywords: wind tunnel; suspension system; wire driven; aerodynamic derivatives

(责任编辑: 黄仲一 英文审校: 郑亚青)