

文章编号: 1000-5013(2009)02-0119-04

WDPSS 缩比模型的低速风洞测力试验

郑亚青

(华侨大学 机电及自动化学院, 福建 泉州 362021)

摘要: 以满足风洞测力实验时所要求的缩比模型的姿态范围为出发点, 进行低速风洞大攻角绳牵引并联支撑系统(WDPSS)的机构设计, 得到构型 WDPSS-8 研究 WDPSS-8 的缩比模型姿态控制技术和作用在缩比模型上的气动载荷的解算原理. 在实现缩比模型姿态控制和测力系统的基础上, 对 WDPSS-8 进行开口式低速回流风洞吹风试验, 得到一组升力系数、阻力系数及升阻比随攻角的变化曲线. 虽然没有标模的试验数据对比, 但所得的曲线是符合一般飞行器的空气动力特性的.

关键词: 风洞; 支撑系统; 绳牵引; 并联机构; 气动载荷; 测力实验

中图分类号: V 260; TH 112

文献标识码: A

现代飞行器对风洞试验的攻角范围要求越来越大, 如新一代歼击(战斗)机等对低速风洞试验的攻角范围要求往往超过 90° . 在这种情况下, 目前常用的支撑系统存在以下 3 个缺点: (1) 支撑刚度较差; (2) 模型处于大攻角的位姿时容易引起模型-天平-支撑系统的振动, 从而增加测量误差; (3) 在大攻角试验时, 大的支架干扰量无法通过常用的修正方法得到较准确的试验结果. 因此, 有必要研究可以克服上述传统支撑系统所具有缺点的新型支撑系统, 即用于低速风洞大攻角试验的新型支撑系统^[1-4]. 文[5-13]探讨了低速风洞大攻角绳牵引并联支撑系统的建模、模型姿态控制研究、运动学参数标定、动力学分析和结构设计等. 对于低速风洞大攻角绳牵引并联支撑系统的气动载荷解算和风洞测力试验研究, 之前的工作尚未系统地开展过. 本文提出风洞实验时作用在缩比模型上的气动力计算方法.

1 机构设计

所采用的缩比模型参数: 长为 620 mm, 宽为 586 mm, 高为 107 mm, 重力为 10.5 N, $I_x = 59.1 \text{ g} \cdot \text{m}^2$, $I_y = I_z = 28.5 \text{ g} \cdot \text{m}^2$. 风洞试验段为长方形, 长为 1 145 mm, 宽为 840 mm. 绳采用直径 d 为 3 mm 的 316 号不锈钢索, 单位刚度 $k = 0.16 \text{ MN} \cdot \text{m}^{-1}$. 由于要求缩比模型能在风洞里的三维空间模拟自由飞行, 并进行 3 种姿态的变化, 因此必须选择 6 自由度绳牵引并联机构作为支撑系统. 本文选择主位姿处 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 作为支撑系统, 如图 1 所示.

图 2 为 WDPSS-8 支撑系统的结构参数图. 设 $X = [X_P \quad X_{\text{ang}}]^T$ 为缩比模型的参考点 P 相对于坐标系 $Oxyz$ 的位姿. X_P 为 P 的位置坐标: $(X_P, Y_P, Z_P)^T$; X_{ang} 为坐标系 $Px_Py_Pz_P$ 相对于坐标系 $Oxyz$ 的姿态坐标: $(\varphi_r, \varphi_p, \varphi_h)^T$. 缩比模型的 3 个姿态角分别为滚转角 φ_r (相对于 Ox 轴正方向旋转)、俯仰角 φ_p (相对于 Oy 轴正方向旋转), 以及偏航角 φ_h (相对于 Oz 轴正方向旋转). 已知绳与机架的各个连接点 $B_i (i = 1, \dots, 8)$ 在固定坐标系 $Oxyz$ 下的坐标分别为 $B_1(B_2): (0, 0, -0.42) \text{ m}$, $B_3(B_4): (0, -0.605, 0) \text{ m}$, $B_5(B_6): (0, 0, 0.42) \text{ m}$, $B_7(B_8): (0, 0.605, 0) \text{ m}$. 绳与缩比模型的各个连接点 $P_i (i = 1, \dots, 8)$ 在局部坐标系 $Px_Py_Pz_P$ 下的坐标分别为 $P_1(P_3, P_7): (-0.438, 0, 0) \text{ m}$, $P_2(P_4, P_8): (0.275, 0, 0) \text{ m}$, $P_5: (0, -0.255, 0) \text{ m}$, $P_6: (0, 0.255, 0) \text{ m}$.

收稿日期: 2008-05-16

通信作者: 郑亚青(1974-), 女, 副教授, 工学博士, 厦门大学物理学博士后科研流动站(福建 厦门 361005)在站博士后, 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, 50805054); 福建省青年人才创新项目(2006F3083)

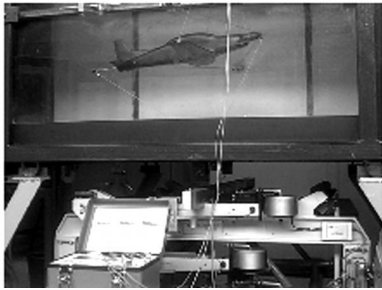


图 1 WDPSS-8 支撑系统示意图
Fig. 1 Diagram of WDPSS-8 suspension system

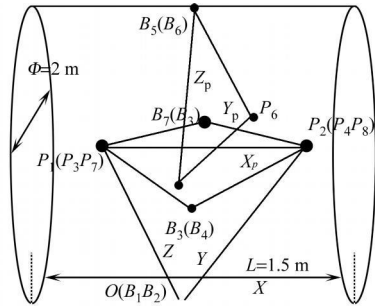


图 2 WDPSS-8 支撑系统的结构参数图
Fig. 2 Diagram of structural parameters of WDPSS-8 suspension system

2 缩比模型的姿态控制

2.1 运动学位置逆解模型

由于进行低速风洞测力实验时, 缩比模型是在具体的一个位置(如主位置($X_P = 0, Y_P = 0, Z_P = 0$))处, 绕单个坐标轴(如 OX 轴、 OY 轴和 OZ 轴)做单自由度的姿态变化(分别为滚转角变化、俯仰角变化和偏航角变化). 每次只有一个姿态角在变化, 另外 2 个姿态角始终不变, 其值均为 0. 由于缩比模型在进行单自由度姿态变化时, 是以准静态方式进行的, 且作为初始研究仅考虑姿态的开环控制, 所以姿态控制时只要根据缩比模型要实现的姿态变化轨迹求出相应的 8 根绳的长度, 然后转化为步进电机的脉冲数即可. 这涉及到求解机构运动学位置逆解的问题.

WDPSS-8 支撑系统的运动学参数定义, 如图 3 所示. 图 3 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, 以及绳与缩比模型的 2 个点状铰链点. 其位置分别用向量 a_i 和 r_i 表示. 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 $P_x P_y P_z P$ 里是常向量. R 是活动坐标系 $P_x P_y P_z P$ 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. 缩比模型的位置为

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

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

对方程(2)相对于时间 t 求导, 将 8 个方程集合在一个矩阵里, 可得

$$\dot{l} = JX. \tag{3}$$

其中, $\dot{l} = [\dot{l}_1, \dot{l}_2, \dots, \dot{l}_8]^T$; J 是 8×6 的 Jacobian 矩阵, $J^T = \begin{bmatrix} u_1 & \dots & u_8 \\ r_1 \times u_1 & \dots & r_8 \times u_8 \end{bmatrix}_{6 \times 8}$; $X = [P, \omega]^T = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$. 其中, P 是参考点 P 的速度向量, ω 是角速度向量.

2.2 缩比模型的姿态控制

采用 Visual C++ 编制驱动程序, 对缩比模型进行单自由度转动姿态角控制实验, 使模型在可达工作空间中达到要求的空间位置: 俯仰角和滚转角为 $-90^\circ \sim +90^\circ$, 偏航角为 $-51.8^\circ \sim +51.8^\circ$. 通过姿态控制实验发现, 缩比模型姿态角的实际变化范围达不到 $\pm 90^\circ$. 这是由于飞行器形态多种多样, 为使研究结果具有普遍适用性, 在进行理论分析时, 将飞行器抽象成十字架模型, 两个互相垂直的轴分别代表飞行器机身长度和翼展. 在这种理想的情况下, 模型的 3 个姿态角变化范围均可达 $\pm 90^\circ$. 但是, 对于实际模型, 由于模型具有一定的空间体积, 在对其进行位姿改变控制时, 会发生绳与模型干涉的现象, 因此模型的姿态角无法达到 $\pm 90^\circ$. 模型实际能够达到的姿态角范围视模型不同而定.

3 气动载荷解算

3.1 气动载荷解算原理

设 $l_i = P_i B_i$, $l_i = |l_i|$, $u_i = l_i / l_i$, 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 .

$T_i = t_i u_i$, 记 $r_i = PP_i$ (图 3). 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

$$J^T T + F_G = 0, \tag{4}$$

上式中, T 是 8 个分量组成的向量 $(t_1, \dots, t_8)^T$, 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、重力、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

$$J^T T' + F_G + F_A = 0. \tag{5}$$

上式中, T' 是 8 个分量组成的向量 $(t'_1, \dots, t'_8)^T$, 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. 经整理可得

$$F_A = J^T (T - T'). \tag{6}$$

实验系统采用滚珠丝杆/螺母/线性滑轨组件机构驱动绳收放同时测绳拉力. 在测力系统中, 选购量程为 10 kg 的 NS-WL1 型拉力传感器(上海天沐自动化仪表公司), 每根绳配一个拉力传感器, 共 8 个拉力传感器. 通过式(6), 可解算出各气动载荷.

3.2 测力系统

测力系统主要由电源、测力传感器、变送器、接口板和数据采集卡等组成. 电源提供传感器、变送器及接口板的电源, 使它们能在直流 12 V 下稳定地工作. 测力传感器测量绳系拉力的变化, 传送到变送器进行信号处理, 然后通过接口板的对应通道, 由数据采集卡进行采集并将所得数据传送到计算机进一步处理. 需要说明的是, 以后部分的低速风洞测力试验要在江苏南京航空航天大学 的开口式回流低速风洞中进行. 该风洞试验段的截面尺寸约为 0.5 m × 0.4 m, 所以飞机模型不能做大, 且其材料采用树脂, 质量约为 0.5 kg. 试验时, 模型用 8 根绳同时牵引着, 试验风速不大, 其最大风速不超过 50 m · s⁻¹. 试验结果表明, 在各种情况下绳的最大拉力不超过 20 N, 即对于本文的情况, 采用量程为 10 kg 的传感器是绰绰有余的.

4 开口式低速回流风洞吹风试验

由于单纯滚转角的试验无意义, 相当于 0° 俯仰角的情况, 故未做. 在对实验数据进行处理和整理之后, 可以发现所得的升力系数(C_y)、阻力系数(C_d)及升阻比(K)随攻角(α)的变化曲线有着相似的规律, 而且均符合物理意义. 在风速为 17.27 m · s⁻¹ 时得到的一组曲线(注: 这里不给出气动载荷的具体值, 因为那 3 个数更具有一般性的物理意义), 如图 4 所示. 虽然没有标模的试验数据对比, 但图 4 中

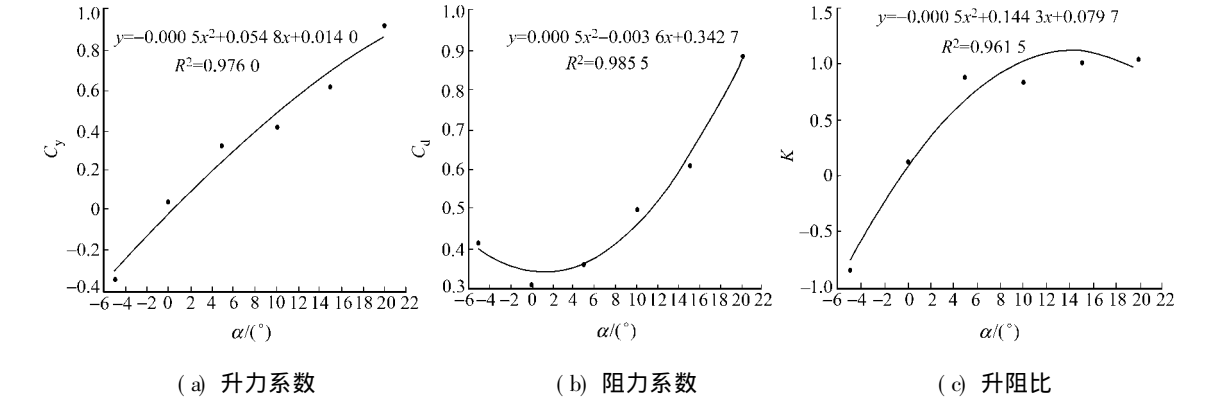


图 4 WDPSS 8 缩比模型的低速风洞测力试验结果图

Fig. 4 Curves about force measuring experimental results for the scale model of WDPSS 8 in low-speed wind tunnel

的拟合曲线还是能说明问题的, 即符合一般飞行器的空气动力特性的.

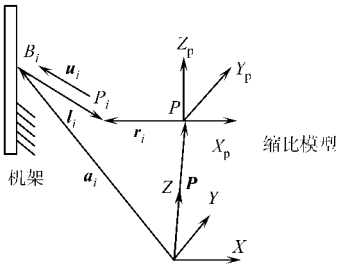


图 3 WDPSS 8 的运动学符号
Fig. 3 Kinematic notations for WDPSS 8

4 结 束 语

本文分析用于低速风洞测力的 6 自由度绳牵引并联支撑系统 WDPSS-8 的机构设计. 建立缩比模型的运动学位置逆解模型并探讨其姿态控制实验, 同时给出作用在缩比模型上的气动载荷之解算原理及测力系统的组成结构. 在此基础上, 对 WDPSS-8 进行了开口式低速回流风洞吹风试验, 所得到的一组升力系数、阻力系数及升阻比随攻角的变化曲线符合一般飞行器的空气动力特性.

参考文献:

[1] 吴 成. 风洞张线支撑系统[J]. 国际航空, 2004(5) : 62.

[2] 刘天丰, 高法贤, 吕 伟. 风洞试验中张线支撑结构力学性能计算[J]. 力学与实践, 2001, 23(1) : 46- 48.

[3] 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.

[4] 杨恩霞, 刁彦飞, 庞永刚. 低速风洞大攻角张线式支撑系统[J]. 应用科技, 2001, 28(1) : 4- 5.

[5] 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.

[6] 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: 4- 104.

[7] LIU Xiong wei, ZHENG Ya qing, LIN Qi. Design of a novel wire driven parallel support system in a low speed wind tunnel and its calibration using two inclinometers[C] // Proceedings of Lamdamap 7th International Conference, Cranfield Management Development Centre Cranfield: [s. n.], 2005.

[8] 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设计[J]. 航空学报, 2005, 26(6) : 774- 778.

[9] LIN Qi, ZHENG Ya qing, LIU Xiong wei. Modeling and control of a wire driven parallel support system with large attack angles in low speed wind tunnels[C] // Proceedings of 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences Hamburg: [s. n.], 2006.

[10] ZHENG Ya qing, LIN Qi, LIU Xiong wei, et al. Wire driven parallel suspension systems for static and dynamic derivatives of the aircraft in low speed wind tunnels[C] // Proceedings of the 8th International Conference on Frontiers of Design and Manufacturing Tianjin: [s. n.], 2008.

[11] 郑亚青, 林 麒, 刘雄伟. 低速风洞绳牵引并联支撑系统的运动学参数标定[J]. 中国机械工程, 2006, 17(6) : 551- 554.

[12] 郑亚青. 6 自由度绳牵引并联机构的运动学参数标定[J]. 华侨大学学报: 自然科学版, 2006, 27(2) : 184- 188.

[13] 郑亚青, 刘雄伟. 6 自由度绳牵引并联机构的运动轨迹规划[J]. 机械工程学报, 2005, 41(2) : 77- 81.

Force Measuring Experiment for the Scale Model of
WDPSS in Low-Speed Wind Tunnel

ZHENG Ya-qing

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

Abstract: With the aim to satisfy the range of the attitude of the scale model required in the wind tunnel tests, a mechanism configuration of wire driven parallel suspension systems (WDPSS) with large attack angle in low-speed wind tunnels, WDPSS-8, is given; and the attitude control technology of the scale model and the calculation principle about the aerodynamic force and torque exerted on the scale model is investigated; based on the attitude control experiment of the scale model and the implementation of the force measuring system, a group of wind tunnel tests are done for the scale model of WDPSS-8 in an open return circuit low speed wind tunnel and the experimental curves about lift coefficient versus angle of pitch, drag coefficient versus angle of pitch and lift/ drag ratio versus angle of pitch are obtained. Though there is no data about the standard model as a criterion, the curves are suitable for expressing the aerodynamic characteristics of aircrafts.

Keywords: wind tunnel; suspension system; wire driven; parallel manipulator; aerodynamic force; force measuring experiment

(责任编辑: 黄仲一 英文审校: 郑亚青)