

doi: 10.7690/bgzdh.2024.09.012

基于分体蜗杆技术的低速风洞迎角机构研制

刘江涛¹, 孙福振¹, 孔鹏¹, 陈诚²

(1. 中国空气动力研究与发展中心低速空气动力学研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为提高风洞迎角机构的精准度, 采用一种基于分体蜗杆技术的蜗轮蜗杆副对 4 m×3 m 低速风洞迎角机构进行改造。分析分体蜗杆技术的原理及实现, 并对改造后的迎角机构进行静态和动态测试。结果表明: 采用分体蜗杆技术的迎角机构能提高迎角的定位精度和试验数据质量, 为该风洞后续试验的开展奠定良好基础。

关键词: 分体蜗杆技术; 迎角机构; 风洞试验

中图分类号: TJ011; TH132.45 **文献标志码:** A

Development of Angle of Attack Mechanism for Low Speed Wind Tunnel Based on Split Worm Technology

Liu Jiangtao¹, Sun Fuzhen¹, Kong Peng¹, Chen Cheng²

(1. Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and development Center, Mianyang 621000, China;

2. Aerospace Technology Institute, China Aerodynamics Research and development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to improve the accuracy of the angle of attack mechanism of the wind tunnel, the angle of attack mechanism of the 4 m × 3 m low speed wind tunnel was modified by using a worm gear pair based on the split worm technology. The principle and realization of the split worm technology are analyzed, and the static and dynamic tests of the modified angle of attack mechanism are carried out. The results show that the positioning accuracy of the angle of attack and the quality of the test data are improved by using the angle of attack mechanism with split worm technology, which lays a good foundation for the follow-up test of the wind tunnel.

Keywords: split worm technology; angle of attack mechanism; wind tunnel test

0 引言

某中心 4 m×3 m 低速风洞是一座单回流闭口试验段低速风洞, 试验段宽 4 m、高 3 m、长 8 m, 横截面为切角矩形, 中心截面有效面积 10.72 m², 试验常用风速 70~80 m/s, 流场品质良好, 主要用于航空、航天飞行器动力试验研究^[1-3]。模型常规测力、测压和螺旋桨带动力试验占 4 m×3 m 风洞每年承担试验总量的绝大部分, 而这些试验项目皆是在 4 m×3 m 风洞腹撑装置上完成的; 因此, 腹撑装置及腹撑试验系统的机械性能直接决定着试验数据的质量。笔者采用一种基于分体蜗杆技术的蜗轮蜗杆副对 4 m×3 m 低速风洞迎角机构进行改造, 以提高其精准度。

1 原迎角机构的不足

如图 1 所示, 4 m×3 m 风洞腹撑装置系统主要由蜗轮蜗杆副、驱动电机、摇臂、滑动杆、主支杆和尾支杆等部分组成。其迎角变化方式为: 驱动电机带动迎角机构的蜗轮蜗杆副, 从而带动尾支杆上

下运动, 实现模型迎角变化。该装置具有结构简单、承载载荷大、支架干扰量较小等优点^[4]。

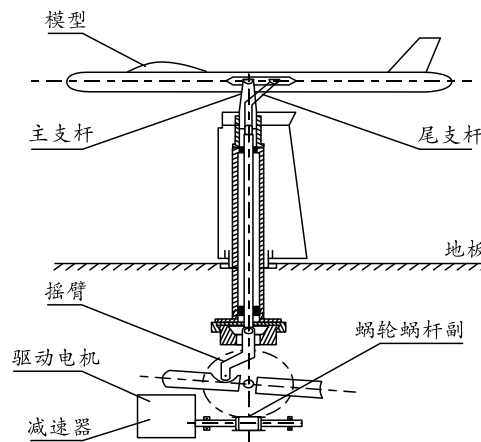


图 1 腹撑装置

4 m×3 m 风洞原腹撑装置系统采用了常规蜗杆技术, 如图 2 所示。

采用常规蜗杆技术的蜗轮蜗杆间必须有合适的间隙来消除机构运转过程中的热膨胀。4 m×3 m 风洞腹撑装置系统迎角定位精度存在 2 方面的影响因

收稿日期: 2024-05-17; 修回日期: 2024-06-20

第一作者: 刘江涛(1982—), 男, 湖北人, 硕士。

素：1) 蜗轮蜗杆间的固有间隙；2) 由于承受了大的载荷，蜗轮蜗杆长期磨损形成的间隙。为保证该迎角机构的定位精度，对于蜗轮蜗杆间的固有间隙，主要通过控制系统进行角度补偿，从而保证蜗杆与蜗轮始终保持单边齿面接触；对于长期磨损形成的间隙，主要通过调整蜗杆座的位置来消除。通过以上2种手段，4 m×3 m风洞腹撑试验系统迎角控制精度能够达到 0.05° 。

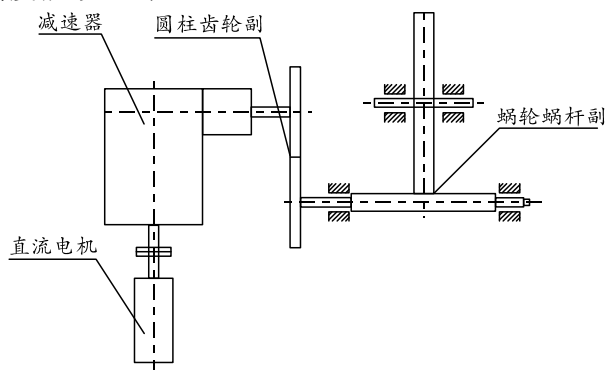


图2 常规蜗杆技术迎角装置

由于固有间隙的存在，在风洞试验过程中，当模型重力产生的力矩和升力产生的力矩平衡时，模型迎角就可能产生振荡，从而造成数据小幅变化，影响试验数据精准度；因此，一种基于分体蜗杆技术的迎角机构被引入到4 m×3 m风洞腹撑系统中。

2 关键技术及实现

2.1 分体蜗杆技术的原理

分体蜗杆技术与普通蜗轮蜗杆技术的区别在于将一个完整的蜗杆从中一分为二，其中一半蜗杆与轴固定，另一半蜗杆在轴上沿轴线运动。在活动蜗杆的尾端有锁紧装置，可对活动蜗杆在轴上的位置进行调整并紧固，通过调整可保证分体蜗杆始终能与蜗轮齿的两面分别保持紧密接触，从而达到消除间隙的效果。同时，对长期运转造成的磨损间隙也能够通过调整活动蜗杆在轴上的位置进行消除，从而保证迎角机构的精度^[5-6]。原理如图3所示。

2.2 分体蜗杆技术的实现

根据装置承载技术指标要求，采用中心距为305 mm、传动比为1:120的4829SSR型蜗轮蜗杆。蜗轮蜗杆副最大容许扭矩 $6\,624\text{ N}\cdot\text{m}$ ，传动比1:120，机械效率 $\eta_2 = 0.21$ 。减速器采用了高性能蜗轮蜗杆减速器，减速比为50，机械效率 $\eta_1 = 0.64$ ，中心距为63 mm，最大输出扭矩为 $300\text{ N}\cdot\text{m}$ 。图4给出了分体蜗杆的实物。

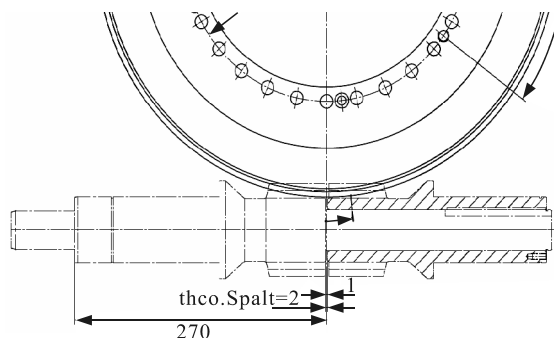


图3 分体蜗杆消除间隙原理



(a) 分体蜗杆实物



(b) 在风洞中的安装

图4 分体蜗杆

3 试验结果及分析

3.1 静态测试结果

如图5所示，静态测试试验采用某大展弦比标模，迎角通过固定在标模上的倾斜仪测得(精度为 $5''$)。在试验过程中，迎角机构一般从负角度运动到正角度完成试验(仰式运动方式，反之为俯式运动方式)。首先进行了迎角重复性精度测试，图6给出了迎角范围 $-8^\circ \sim 16^\circ$ 的多次测量结果，结果表明每个角度精度误差都控制在 0.02° 以内。

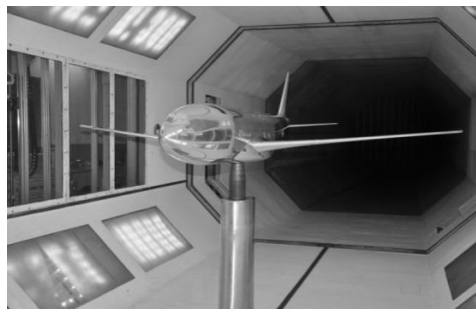


图5 大展弦比标模试验

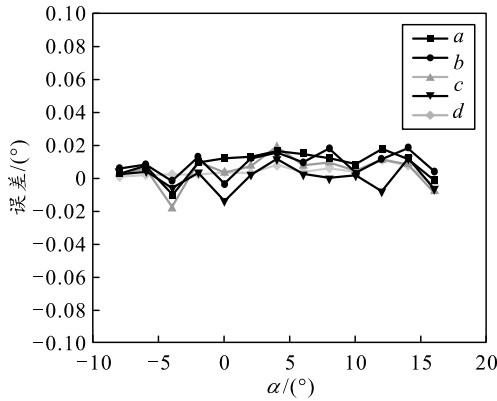


图 6 迎角重复性精度验证

随后，对比了改造前后模型按照俯、仰 2 种运动方式完成迎角序列 $-8^{\circ} \sim 16^{\circ}$ 产生的误差，如图 7 所示。从图中可以看出，改造后俯仰 2 种运动方式产生的误差要远小于改造前产生的误差。

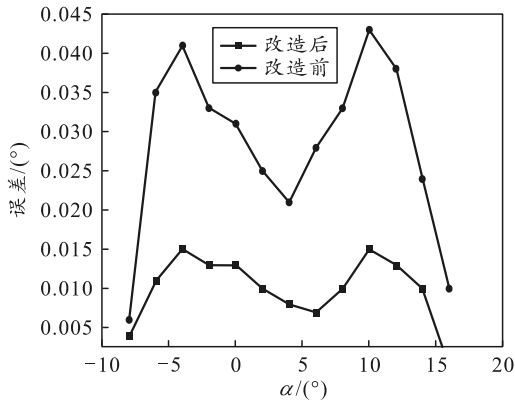


图 7 改造前后俯仰 2 种运动方式迎角测量误差对比

3.2 动态测试结果

利用改造后的迎角机构进行动态测试验证。上述大展弦比标模安装在基于分体蜗杆技术的迎角机构上，试验条件为来流速度 $V=70 \text{ m/s}$ ，迎角 $\alpha=-8^{\circ} \sim 16^{\circ}$ 。图 8 和 9 分别给出模型升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 重复性精度曲线，表 1 给出了小迎角下升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 C_m 的标准偏差值，结果表明重复性精度在国军标优秀指标范围内^[7]。

表 1 小迎角下 C_L 、 C_D 和 C_m 标准偏差

标准偏差	迎角/ $^{\circ}$				
	-4	-2	0	2	4
S_{C_L}	0.000 720	0.000 290	0.000 460	0.000 090	0.000 460
S_{C_D}	0.000 095	0.000 019	0.000 042	0.000 043	0.000 032
S_{C_m}	0.000 280	0.000 190	0.000 630	0.000 060	0.000 090

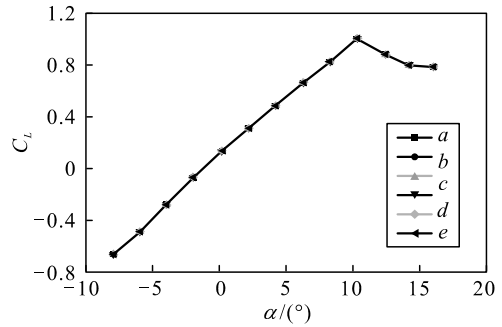


图 8 $C_L-\alpha$ 重复性精度曲线

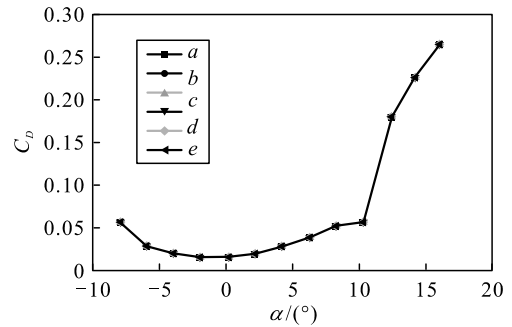


图 9 $C_D-\alpha$ 重复性精度曲线

4 结论

测试结果表明：采用基于分体蜗杆技术的迎角机构能够有效调整蜗轮蜗杆之间的间隙，将腹撑试验系统迎角定位精度从 0.05° 提高到 0.02° 以内，从而使数据重复性精度得到很大提升，有效提高了低速风洞试验数据质量。

参考文献：

- [1] 谭斌. 某型低速风洞水冷控制系统设计[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2021.
- [2] 梁鉴, 王勋年, 陈洪, 等. 4 m×3 m 风洞风工程试验段研制[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(1): 43-48.
- [3] 梁鉴, 张卫国, 王勋年, 等. 4 m×3 m 风洞无人机模型振动抑制系统研制[J]. 实验流体力学, 2007, 21(4): 65-70.
- [4] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [5] 王明海, 邓效忠, 杨桂香, 等. 数控机床中消除蜗轮副侧隙的几种结构[J]. 机械工程师, 2009(7): 55-56.
- [6] 张媛媛. 数控机床分度蜗杆副侧隙的补偿措施[J]. 装备制造技术, 2013(3): 178-179.
- [7] 恽起麟, 孙绍鹏, 王发祥, 等. 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标: GJ B1061—1991[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 1992: 3.