

doi: 10.7690/bgzd.2024.06.006

一种连续变滚转角试验装置设计与实现

邓章林, 邓晓曼, 马列波, 王伟仲, 张 胜

(中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为实现 1 m 量级跨超声速风洞连续变侧滑角能力, 拓展试验技术范围、提升试验效率, 研制一种连续变滚转角试验装置。介绍该装置的技术要求、结构设计及仿真结果, 以及配套的控制系統软硬件设计, 给出装置整体系统进行电磁兼容性测试、静态载荷测试及风洞试验验证结果。仿真、测试及风洞结果表明: 该装置在风洞现场环境下使用具有良好的电磁兼容性, 并能够有效承担风洞试验载荷要求; 同时, 采用连续变滚转角试验装置试验数据重复性良好、采用“常规测力中部支架+12°双转轴”支撑方式比较, 试验数据规律基本一致, 其小量偏差与 2 种方式的支撑干扰相关; 该装置控制精度高、运行速度和范围均满足技术要求, 可工程化应用于风洞试验。

关键词: 风洞; 滚转角; 电磁兼容; 控制系统; 试验装置

中图分类号: TJ011; V211.74 **文献标志码:** A

Design and Implementation of a Continuously Variable Roll Angle Test Device

Deng Zhanglin, Deng Xiaoman, Ma Liebo, Wang Weizhong, Zhang Sheng

(High Speed Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to achieve the capability of continuous variable sideslip angle in 1m transonic and supersonic wind tunnel, expand the scope of test technology and improve the test efficiency, a continuous variable roll angle test device was developed. The technical requirements, structure design and simulation results of the device are introduced, as well as the software and hardware design of the supporting control system, and the results of electromagnetic compatibility test, static load test and wind tunnel test verification of the whole device system are given. The simulation, test and wind tunnel results show that the device has good electromagnetic compatibility in the wind tunnel field environment, and can effectively bear the load requirements of the wind tunnel test; At the same time, the test data of the continuous variable roll angle test device has good repeatability, and the test data of the “conventional force measurement middle bracket + 12 ° double shaft” support mode is basically the same, and the small deviation is related to the support interference of the two modes. The device has high control accuracy, and its running speed and range meet the technical requirements, so it can be applied to wind tunnel test in engineering.

Keywords: wind tunnel; roll angle; electromagnetic compatibility; control system; test device

0 引言

高速风洞包含亚、跨、超 3 部分, 通常被称为跨超声速风洞^[1-2], 其主要的模型支撑方式包括尾部支撑、腹部支撑、侧壁支撑等, 根据不同的试验模型及要求, 可选择不同的支撑方式, 并通过角度机构改变模型的姿态角, 即模型的攻角、侧滑角和滚转角。其中, 侧滑角是指飞行器轴线与其飞行速度方向在水平面内的夹角, 是飞行器飞行姿态的重要参数。尾部支撑方式是最常用的支撑方式, 通常通过双转轴前、后轴转动可实现模型侧滑角变化, 进而开展模型的横向试验^[3]。这种变侧滑角方式的主要缺点是^[4]: 1) 在试验过程中不具备连续变侧滑角的试验能力, 一次试验只能得到一个侧滑角的试验数据; 2) 需要改变模型侧滑角时, 必须在风洞停车之后, 通过人工调节双转轴前、后轴的旋转角度来

改变模型的侧滑角; 3) 由于迎角机构的运动平面与模型的纵对称平面不重合, 与飞行器的实际飞行姿态存在一定差异, 影响了试验结果的真实性; 4) 由于空间几何关系, 随着模型迎角的增大其滚转角也会增大。

为改善变侧滑角技术对试验模型纵、横向气动特性准确分析的影响, 提升试验效率, 降低试验能耗, 近年来连续变侧滑角试验技术有了长远的发展。文献[4]介绍了一种高速风洞中的连续变侧滑角机构设计, 由箱式框架、圆弧导轨和伺服油缸组成。文献[5-6]介绍了波音跨超声速风洞(boeing transonic windtunnel, BTWT)应用电动双转轴实现了连续变侧滑角和滚转角。但这 2 种结构形式复杂, 仅适用于 2 m 量级以上的跨超声速风洞。文献[7-9]给出了小型风洞滚转机构的研制情况, 通过定制中

收稿日期: 2024-02-19; 修回日期: 2024-03-25

第一作者: 邓章林(1983—), 男, 四川人, 硕士。

空力矩电机的方式，实现了试验模型的滚转角自动变化，再通过滚转角和迎角的拟合可实现风洞横向试验模拟能力，提高了试验效率，还大大提升侧滑角变化范围，但受中空力矩电机扭矩小及电磁干扰影响，无法在 1 m 量级跨超声速风洞中得到应用。

目前国内在 1 m 量级跨超声速风洞中，还不具备连续变侧滑角能力。文献[10]给出了一种 1 m 量级跨超声速风洞模型自动滚转支撑装置设计，利用力矩电机和谐波减速器的传动方式，实现双转轴前轴的滚转自动变化，进而利用滚转角和迎角的拟合方式实现侧滑角自动变化。这种设计采用的谐波减速器很难实现滚转角精度控制；还需考虑力矩电机和光电编码器走线，增加了结构设计和加工难度；且力矩电机靠近天平，天平走线与电机线缆并行走线，易产生电磁干扰，该设计未工程化应用。笔者采用一体化作动器为驱动装置，在保证堵塞度要求情况下优化结构设计，确保控制精度与载荷要求，克服电磁干扰问题，研制了一套连续变滚转角试验装置，并配合攻角机构联动运行，实现了模型连续变侧滑角试验能力。

1 结构设计

1.1 技术要求

通常支撑机构均通过支架段与风洞洞体连接，设计时需考虑承受的气动载荷、机构运动范围及速度精度，还需尽量减少对试验段模型区流场的干扰^[3]。文献[11]中给出了风洞试验对支撑系统的要求：

- 1) 支撑系统必须有足够的刚度和强度。
- 2) 必须有改变模型姿态角的机构，且改变模型姿态方便，角度或位移控制精度高。
- 3) 为保证洁净的流场，减少支撑系统对风洞试验段流场的干扰，支撑系统的绝大部分部件应在试验段外。
- 4) 模型支撑系统要便于维护。

笔者设计的连续变滚转试验装置应能承受 1 m 量级跨超声速风洞全域马赫数范围内 ($Ma=0.3\sim 4.5$) 的气动载荷，并结合滚转试验实际，确定装置设置载荷如表 1。其中， X 为阻力， Y 为俯仰方向法向力， Z 为偏航方向侧向力， M_x 为滚转力矩， M_y 为偏航力矩， M_z 为俯仰力矩。

作为一种支撑装置，在试验时必然产生支撑干扰，特别是在亚跨声速试验时。经仿真计算及对比双转轴支撑方式，需将滚转中部支架中部圆柱部分直径控制在 170 mm 以内，且滚转轴前端直径不大

于 140 mm，并满足以下技术指标：

- 1) 滚转角范围： $\pm 180^\circ$ ；
- 2) 滚转角速度： $0\sim 10$ ($^\circ$)/s；
- 3) 滚转角定位精度 $\leq 0.05^\circ$ 。

表 1 设计载荷

阻力/ N	法向力/ N	侧向力/ N	滚转力矩/ (N·m)	偏航力矩/ (N·m)	偏航力矩/ (N·m)
1 500	8 000	2 000	150	3 000	12 000

1.2 结构布局

本装置的总体结构布局如图 1 所示，其结构尺寸严格限制在技术要求范围内，滚转中部支架采用流线型设计，后端最大 170 mm，前端最小 140 mm，滚转轴直径 140 mm，与支架前端无阶差。使用一体化作动器作为装置的驱动源，其集成了伺服电机、减速器、抱闸和位置反馈功能于一体，额定输出扭矩为 260 N·m (> 150 N·m)，抱闸力矩为 990 N·m，输出转速为 22 r/min，可得模型最大转速为 132 ($^\circ$)/s (> 10 ($^\circ$)/s)。由于一体化作动器设计在装置尾部，模型转动时仅考虑天平线缆，可实现 $-180^\circ\sim 180^\circ$ 的滚转角范围。

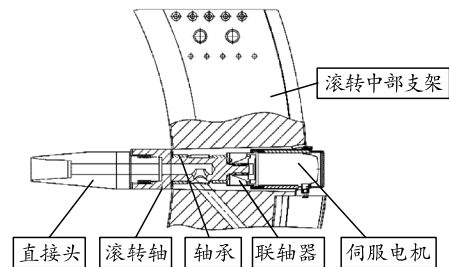


图 1 总体结构布局

一体化作动器通过联轴器与滚转轴相连，在对侧设计 2 个定位销防转，滚转轴径向采用 2 个滚针轴承支撑，轴向采用可调间隙滑动轴承，减小轴向窜动；滚转轴前端设计直接头，实现与天平枝干连接，与原有双转轴支撑方式保持同样的旋转半径。

1.3 强度有限元计算结果

本装置主要承载部件为滚转中部支架，采用 30CrMnSiA 锻件制造，其抗拉强度为 1 080 MPa；滚转轴主要承受滚转力矩 M_x ，采用 F141 (250 级)，其抗拉强度为 1 620 MPa。

除 M_x 外的其他载荷主要有限元计算最大应力为 154.32 MPa，位于中部支架边缘，如图 2 所示，远小于材料的抗拉强度极限，满足设计及使用要求。

滚转轴主要承受滚转力矩，在主轴锥孔面加载滚转冲击载荷，有限元计算最大应力 833.74 MPa，如图 3 所示，小于滚转轴材料的抗拉强度极限，满

足设计及使用要求。



图 2 滚转中部支架仿真计算

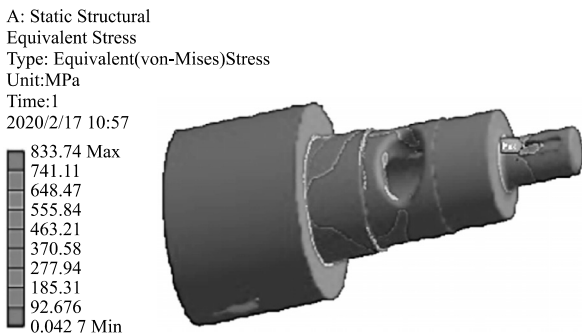


图 3 滚转轴仿真计算

1.4 传动精度设计

本装置要求定位控制精度不大于 0.05° 。装置系统误差主要包括机械系统误差和控制系统误差，且以机械系统误差为主。机械系统误差主要取决于机械系统传动间隙，在本装置中，主要有联轴器键与转轴间隙和一体化作动器传动背隙 2 处可能产生传动间隙。本装置选用的一体化作动器标准背隙为 $1'$ ，联轴器内孔孔径为 $\phi 34 \text{ mm}$ ，在产生 $1'$ 背隙情况下，键与键槽间隙为：

$$\delta = 17 \times \frac{1}{60} \times \frac{\pi}{180} = 0.005 \text{ mm}。$$

为尽量减小传动间隙，结构设计采用小间隙刚性键与弹性键组合消除措施，结合控制修正，可达到系统定位精度 $2' (< 0.05^\circ)$ ，满足控制精度要求。

针对传动间隙问题，滚转轴径向采用 2 个滚针轴承支撑，采用 5 级精度轴承与 6 级精度轴孔配合，减小滚转轴俯仰和偏航晃动量，轴向采用可调间隙滑动轴承，减小轴向窜动；在电机与联轴器间，除螺栓连接外，2 个防转定位销进一步减小了传动间隙。

2 控制系统设计

2.1 系统组成

控制系统采用了基于“上位机+嵌入式控制器+

伺服驱动”的总体架构，如图 4 所示。嵌入式控制器通过 CANopen 总线与核心控制系统和测量系统相连，接收上位机的控制指令，并向上位机传输状态信息；控制器再通过 EtherCAT 总线与伺服驱动器通信，实现伺服电机控制和编码器位置信息读取。

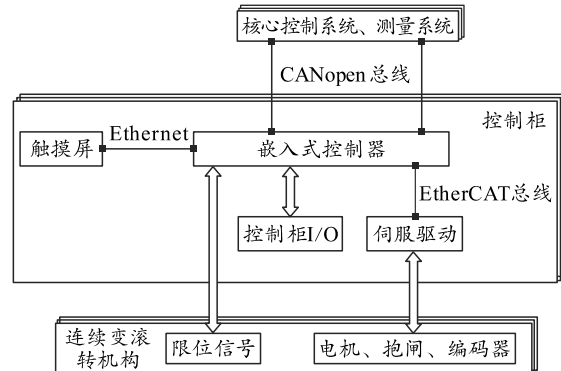


图 4 控制系统组成原理

2.2 EMC 设计

在风洞现场应用场景内，伺服电机控制系统的电磁干扰主要包括辐射干扰和传导干扰。辐射干扰是指空间辐射传导，电磁干扰通过空间感应进入系统，包括磁场、电场等辐射干扰；传导干扰是指导线传导，电磁干扰通过信号线、地线、电源线等各种线路传入系统^[11-13]。主要通过提高大系统电能质量、改善系统接地、电源滤波等方式提升系统的电磁兼容性。

辐射干扰源主要包括电机、线缆及控制柜。电机线缆为原装屏蔽线缆，且与天平线缆分开走线，电机由整体金属罩内置于滚转中部支架内部，与天平之间有金属物理隔离，实现了屏蔽效果，控制柜则采用了屏蔽机柜，有效抑制了辐射干扰。

在传导干扰方面，伺服系统主要通过电源线缆与供电系统相连，进而对其他系统供电造成污染。为此，在伺服驱动器供电前端前置三相交流稳压净化电源，并在控制柜内配置瞬态电压抑制器和电源滤波器，使谐波电压不能返回供电系统。

模拟风洞实际使用工况中，将天平支杆与本装置直接头连接，天平线从装置内部天平走线孔穿出，并与滚转机构电机、编码器线缆并行布置。在装置运转过程中，测试天平信号采集是否受连续变滚转机构运行干扰。测试仪器为六分量天平、PFI28000 系列放大器和 NI PXI-4495 数据采集系统。

图 5 为滚转力矩分量在伺服关闭和伺服运行的采集结果。从测试结果分析，伺服运行情况下，系统对天平测量未产生干扰，电磁兼容性良好。

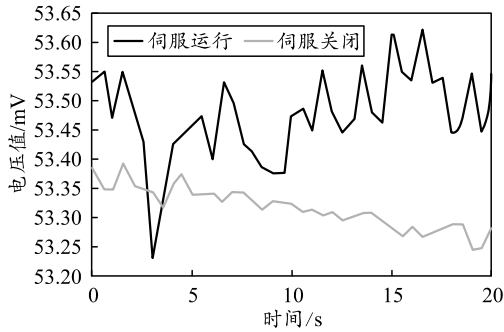


图 5 电磁干扰测试结果

2.3 软件设计

控制系统通过 CANopen 总线与核心控制系统 PXI 连接，作为从站接收核心控制系统发送的控制信息，实现滚转角控制，并向核心控制系统发送状态信息。软件主要分为上位机软件和下位机软件，上位机软件位于核心控制系统上位机，由 LabVIEW 平台开发；下位机位于本装置控制系统嵌入式控制器中。本装置还需与风洞流场控制、攻角控制协调运行，其流程如图 6 所示。

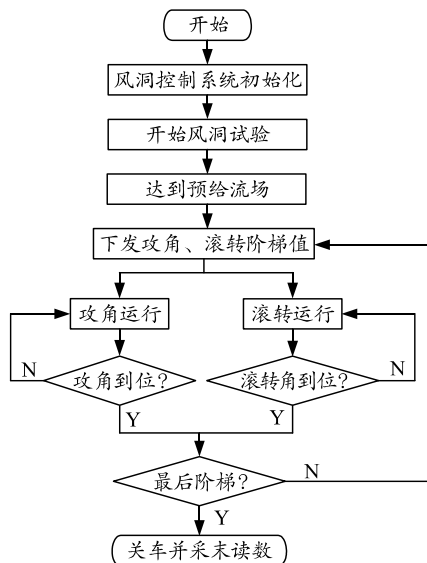


图 6 系统运行流程

3 试验结果与分析

3.1 静态性能测试结果与分析

将连续变滚转试验装置固定于存放架上，直接头前端连接一假枝干，在假枝干侧面垂直安装试验工装架，假枝干固定安装一力矩杠杆，力臂为 0.25 m，加载螺栓与力矩杠杆间放置压力传感器，通过旋转加载螺栓向试验装置施加滚转力矩，如图 7 所示。当压力传感器检测到 600 N 外力，本装置承受的滚转力矩为 150 N·m，加载前后测量滚转轴输出端的滚转角度，加载结果如表 2 所示。

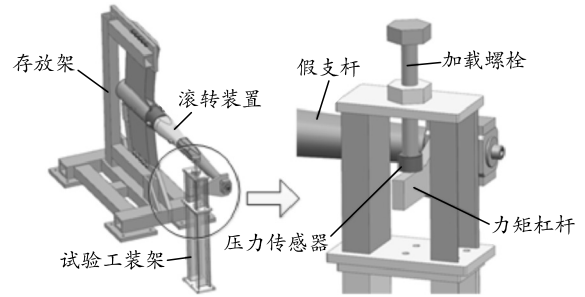


图 7 静态加载

从加载结果看，连续变滚转试验装置在承受滚转力矩 150 N·m 的设计载荷时，最大滚转偏差角度为 0.02° (< 0.05°)，满足设计指标要求。

表 2 滚转力矩测试结果

加载次数	加载力矩/(N·m)	初读数/(°)	末读数/(°)	精度/(°)
1	150	0	0.012	0.012
2	150	0.012	0.013	0.001
3	150	0.013	0.014	0.001
4	150	0.014	0.014	0
5	150	0.014	0.015	0.001
6	-150	0.015	-0.005	0.020
7	-150	-0.005	-0.017	0.012
8	-150	-0.017	-0.018	0.001
9	-150	-0.018	-0.018	0
10	-150	-0.018	-0.018	0

3.2 动态试验结果与分析

3.2.1 滚转控制精度

选取典型马赫数开展风洞动态试验(跨声速 0.4、0.6、0.8、1.2，超声速 2.0、4.0)。每次试验前后对装置滚转轴输出端滚转角进行测量，结果如图 8 所示，可以看出控制精度满足 0.05° 设计要求。

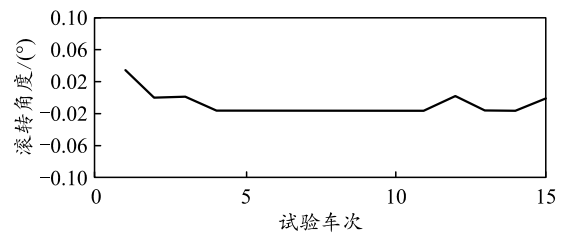


图 8 滚转角测试结果

3.2.2 角度拟合方法

双转轴是通过在试验前预先调整后轴前轴滚转角度，使试验模型产生侧滑角^[7]。而连续变滚转试验装置为实现试验模型侧滑角，是通过攻角和滚转角拟合实现的，计算方法如式(1)所示。当给出试验攻角和侧滑角，可计算出试验装置实际需要运行的攻角和滚转角。

$$\left. \begin{aligned} \alpha_m &= \arccos(\cos \alpha \cdot \cos \beta) \\ \gamma &= \arccos(\sin \beta / \sin \alpha) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

表 3 为根据式(1)计算出的阶梯吹风方式下攻角

和滚转角序列。其中， α_m 为弯刀机构实际攻角； γ 为本连续变滚转角试验装置实际滚转角度； α 、 β 则为拟合出的模型实际攻角和侧滑角。

表 3 攻角和侧滑角组合拟合序列 (°)

阶梯	α	β	α_m	γ
1	-7.8	4	8.76	152.74
2	-6.0	4	7.21	146.22
3	-4.0	4	5.65	134.93
4	-2.0	4	4.47	116.52
5	0	4	4.00	90.00
6	2.0	4	4.47	63.48
7	4.0	4	5.65	45.07
8	6.0	4	7.21	33.78
9	8.0	4	8.94	26.68
10	10.0	4	10.76	21.93
11	12.0	4	12.64	18.59

滚转装置通过组合变化滚转角和攻角，可实现定侧滑角、变迎角试验能力，且侧滑角可达到 $-25^\circ \sim 25^\circ$ ，较现有 12° 双转轴侧滑角范围 $(-12^\circ \sim 12^\circ)$ 大大增加，如图 9 所示。

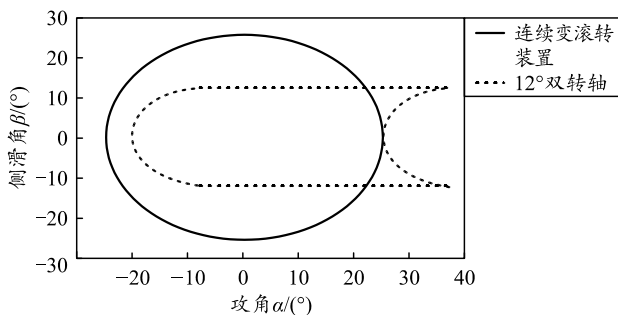
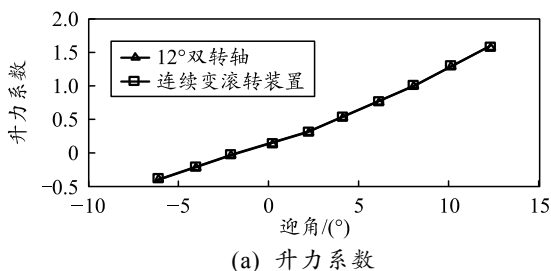


图 9 滚转装置与双转轴角度试验范围

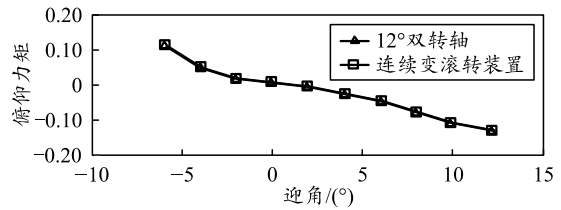
3.2.3 连续变滚转角试验装置与 12° 双转轴对比

动态试验选取某导弹模型，分别利用连续变滚转试验装置(简称滚转装置)和“ 12° 双转轴+常规测力中部支架”(简称双转轴)2 种支撑方式开展对比试验，地面模拟环境为某 1.2 m 跨超声速风洞，试验马赫数能力范围为 0.3~4.25。

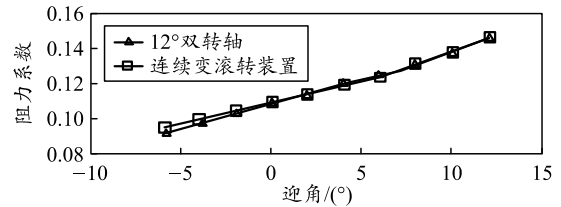
在模型基本状态条件下开展基本纵向试验，即模型侧滑角、滚转、模型滚转舵偏、偏航舵偏、俯仰舵偏角均为 0 情况下开展试验。图 10 为 2 种支撑方式在 $Ma=1.2$ 时的升力系数 σ_{C_L} 、阻力系数 σ_{C_D} 、俯仰力矩系数 σ_{C_m} 对比情况。



(a) 升力系数



(b) 俯仰力矩



(c) 阻力系数

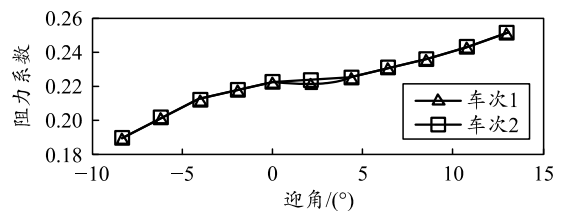
图 10 滚转装置与双转轴 2 种支撑方式对比试验曲线

根据高速风洞箭弹模型测力试验精度要求^[14]，在马赫数 $44 \leq Ma \leq 1.44$ 时， σ_{C_L} 为 0.001 0~0.006 0； σ_{C_D} 为 0.001 2~0.004 5； σ_{C_m} 为 0.000 7~0.005 ($\alpha = -4^\circ \sim 8^\circ$)。在攻角 $-4^\circ \sim 8^\circ$ 范围内将滚转装置与双转轴对比，升力系数整体偏大，在 8° 攻角时偏差最大为 0.008 2(0.8%)；阻力系数正负偏差均有，在 -4° 攻角时偏差最大为 0.001 4；俯仰力矩系数整体偏小，在 -4° 攻角时偏差最大为-0.001 1。模型的升力系数在大攻角部分超出试验精度要求，但量值在 1% 以内可以接受。

在文献[15-17]中探讨了关于风洞试验支撑干扰的问题，结论为：当支撑干扰减小，升力系数、阻力系数应增大，力矩系数应减小。由于滚转装置在支架前端由双转轴变为直接头，堵塞度减小；支架后端由于结构变化，堵塞度增加，但其为远场干扰，干扰占比减小。综合分析，滚转装置整体支撑干扰应较双转轴减小。试验数据结果验证了此结论。

3.2.4 连续变滚转角试验装置重复性试验

为验证滚转装置的可靠性，开展了重复性试验，验证了装置开展测力试验的精度情况、滚转装置承受动态载荷情况。试验马赫数为 $Ma=1.2$ ，模拟模型侧滑角 4° 、滚转 0、攻角 $-8^\circ \sim 12^\circ$ ，为增大模型载荷，选取模型状态为各舵偏角 20° 。滚转装置重复性试验曲线如图 11 所示。



(a) 阻力系数

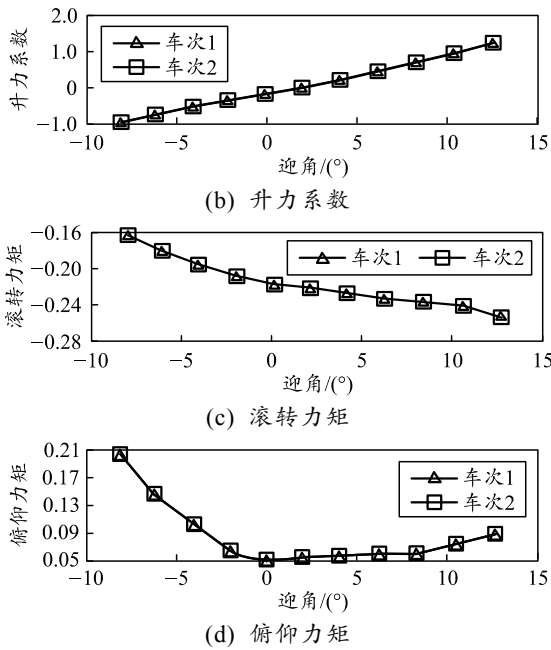


图 11 滚转装置重复性试验曲线

在攻角 12°时，模型滚转载荷为 117.8 N·m，验证了滚转装置的动态可靠性；在攻角-4°~8°时，升力系数在 2°攻角时偏差最大为 0.001 1，阻力系数在攻角 2°时出现跳点，为 0.002 5，其他最大为-0.000 9，滚转力矩在-4°攻角时偏差最大为-0.000 008，俯仰力矩在攻角 2°时偏差最大为-0.000 7。各气动力系数均满足弹箭模型测力试验精度要求。

3.2.5 连续变侧滑角试验能力

滚转装置通过组合变化滚转角和攻角，可实现定攻角、变侧滑角试验，即连续变侧滑角试验能力，实现新的试验能力包线，如图 12 所示。

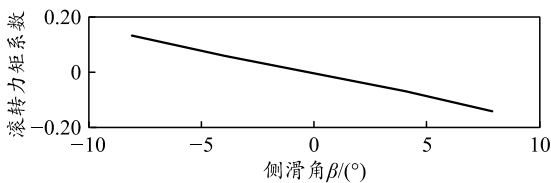


图 12 滚转装置连续变侧滑角试验能力

4 结论

笔者通过技术设计、静态性能测试和动态试验完成了滚转装置的研制，并对性能进行了分析，主要结论如下：

- 1) 滚转装置满足各项技术指标要求，能够承受风洞载荷，特别是滚转载荷要求，电磁兼容性良好。
- 2) 滚转装置与双转轴支撑方式对比，数据规律一致且满足测力试验精度要求，滚转装置自身重复性试验数据精度满足合格要求，并接近先进指标。

3) 滚转装置与双转轴支撑方式相比，更换模型姿态角由人工方式变为自动方式，可大大节约劳动强度与更换时间。

4) 滚转装置通过组合变化滚转角和攻角，可实现定侧滑角、变迎角试验能力，侧滑角较 12°双转轴侧滑角范围大大增加，还可实现连续变侧滑角试验能力。

5) 该连续变滚转角试验装置可工程化应用风洞试验。

参考文献：

- [1] 王发祥. 高速风洞试验[M]. 北京：国防工业出版社，2003：1-6.
- [2] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京：国防工业出版社，1991：38-68.
- [3] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京：国防工业出版社，2003：171-185.
- [4] 范长海. 高速风洞连续变侧滑角机构研制[D]. 重庆：重庆大学，2010.
- [5] BELTER D L, KRYNYTZKY A J, HOLLER D, et al. Development of a model double-roll mounting system for a large transonic wind tunnel[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting Anonymous. AIAA, 2017.
- [6] 战培国. 国外大中型跨声速风洞模型支撑技术研究[J]. 飞航导弹, 2019(10): 52-56.
- [7] 荣祥森. 滚转机构在 0.6 m 跨超声速风洞中的应用研究[J]. 兵工学报, 2017, 38(8): 1658-1664.
- [8] 刘刚. 一种滚转控制装置在高超声速风洞中的应用[J]. 兵工自动化, 2013, 32(6): 4-6.
- [9] 冯明. 风洞滚转机构用高性能力矩电机的研制[J]. 实验流体力学, 2012, 26(6): 66-69.
- [10] 蒋明华. 跨超声速风洞模型自动滚转支撑装置设计[J]. 机械传动, 2017, 41(7): 168-171.
- [11] 施洪昌. 风洞测控系统干扰及抑制[J]. 工业控制计算机, 2004, 17(9): 7-8.
- [12] 肖栋军. 电气控制系统电磁干扰及抑制策略[J]. 电气传动自动化, 2012, 34(2): 13-15.
- [13] 阎成. 提升风洞测力数据采集系统电磁兼容能力初步研究[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(9): 28-31.
- [14] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京：航空工业出版社，2015：337.
- [15] 熊能. 大飞机布局模型跨声速风洞实验尾支撑干扰研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 51-55.
- [16] 李强. 高速风洞中大型飞机典型支撑方式干扰特性研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 68-74.
- [17] 苏继川. 小展弦比飞翼亚、跨、超声速支撑干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 37(3): 289-295.