

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.06.007

双转轴支撑装置的运动学分析与误差补偿

徐志祥,邢立冬,孙文博,赵炎,高东

(大连理工大学 机械工程学院,辽宁 大连 116024)

摘要:风洞试验是飞行器研制发展过程中不可缺少的环节,双转轴支撑装置是应用于风洞采集飞行器实验数据的关键设备。根据双转轴支撑装置的结构特点,建立风洞试验用双转轴支撑装置运动控制的数学模型,得到机构角和飞行器模型角的运动学解析函数。在 Matlab 平台上采用数据拟合的方法得到尾轴和滚转角的误差补偿函数,据此设计尾轴和滚转角的误差补偿方案。

关键词:风洞试验;双转轴机构;运动解耦;误差补偿

中图分类号:TH113 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)06-0037-05

Kinematic Analysis and Error Compensation of Double Rotating Shaft Support Device

XU Zhixiang, XING Lidong, SUN Wenbo, ZHAO Yan, GAO Dong

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Wind tunnel test is an indispensable link in the process of aircraft research and development, and the double rotating shaft support device is the key equipment used in wind tunnel to collect aircraft experimental data. This paper establishes the mathematical model of the motion control of the double-rotating shaft support device used in wind tunnel test according to the structural characteristics of the double-rotating shaft support device, and obtains the kinematic analytic functions of the mechanism angle and the aircraft model angle. The error compensation function of stern shaft and roll angle is obtained by data fitting method on Matlab platform, according to which, the error compensation scheme of stern shaft and roll angle is designed.

Keywords: wind tunnel test; double rotating shaft mechanism; motion decoupling; error compensation

0 引言

风洞试验是研究飞行器模型空气动力学的必要环节,飞行器模型通过模型支撑机构的精确运动控制,测得不同姿态下的气动特性参数,为飞行器的研制成功提供重要保障^[1-2]。双转轴支撑装置是应用于航空、航天等领域进行实物仿真的关键硬件设备,在低速增压风洞试验中得到了广泛应用^[3]。在风洞试验中,双转轴支撑装置用以支撑试验模型,通过支撑机构 3 个轴的运动耦合,实现飞行器模型在空中不同姿态的变化,以获得重要的试验数据^[4]。本文通过简化双转轴支撑装置的机械结构,采用空间几何的方法,实现弯刀驱动装置、主轴驱动装置、尾轴驱动装置与飞行器模型姿态的运动学解析。双转轴支撑机构的控制精度关系到风洞试验数据的准确性和可靠性,精准的风洞试验数据是建立复杂流场模型、验证计算方

法的直接依据^[5-6]。本文通过高精度水平测量仪测量得到尾轴和滚转角的运行角度数据后,基于 Matlab 平台提出误差补偿方案,实现尾轴和滚转角精度的提高。

1 支撑装置的运动学分析

1.1 模型角和机构角的定义

双转轴模型支撑装置如图 1 所示。该装置一共有 3 个运动轴,分别是弯刀轴、主轴、尾轴。在风洞试验中飞行器模型轴线与尾轴轴线重合,故尾轴轴线与地面的夹角即为飞行器模型的仰角,尾轴轴线向水平地面的投影与铅垂面的夹角即为模型的偏航角,模型绕自身轴线旋转的角度即为模型的滚转角。规定飞行器模型抬头,仰角 α 为正,模型右偏,偏航角 β 为正,模型顺时针方向旋转,滚转角 γ 为正。弯刀向上旋转为正,主轴和尾轴的旋转方向以顺时针为正。

基金项目:中国航空工业空气动力研究院项目

第一作者简介:徐志祥(1965—),男,江西丰城人,教授,硕士,研究方向为机电自动化,zxxu@dlut.edu.cn。

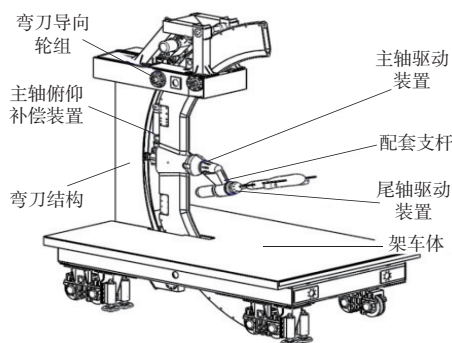


图1 双转轴支撑装置图

1.2 支撑装置运动解析

将图1双转轴支撑装置简化成图2支撑装置的运动解析图,每个机构运动的先后顺序不影响模型的最终姿态角。通过构建空间几何运动关系,可以求出模型 α 、 β 、 γ 和弯刀行走的角度 θ 、主轴旋转角度 ω 、尾轴旋转角度 φ 之间的关系。为简化模型角与机构角之间的运动关系,弯刀、主轴和尾轴运动前均处于零位状态。

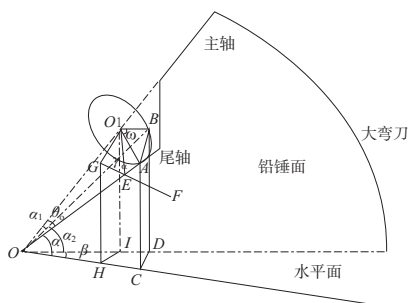


图2 支撑装置运动解析图

取尾轴上一个固定点为A,过点A向主轴的延长线做垂线,交点为 O_1 ,主轴延长线与过弯刀零点的水平面之间的交点为O。在主轴带动尾轴旋转过程中, O_1A 的轨迹为以 O_1 为圆心、 O_1A 长为半径的一个圆面,且主轴延长线垂直于该圆面上任意一点。当弯刀向上旋转一个角度为 θ ,主轴顺时针旋转一个角度为 ω ,过A点向弯刀所在的铅锤面和弯刀零点所在的水平面做垂线,垂足分别为B点和C点。过B点向弯刀零点所在的水平面作垂线,垂足为D点。由仰角和侧滑角的定义可知, $\angle AOC = -\alpha$, $\angle DOC = \beta$,初始预置角 θ_0 为主轴延长线与尾轴轴线的夹角,为固定值 16° 。此时, $\angle O_1OD = \theta$, $\angle BO_1A = \omega$,连接OB,令 $\angle BOO_1 = \alpha_1$, $\angle BOD = \alpha_2$,则由空间几何关系可得出下式:

$$\begin{cases} \tan \alpha_1 = \frac{O_1B}{O O_1} = \frac{O_1A \cos \omega}{O O_1} = \tan \theta_0 \cos \omega \\ \sin(-\alpha) = \frac{OB \sin \alpha_2}{OA} = \frac{O O_1}{\cos \alpha_1} \cdot \frac{\sin \alpha_2}{OA} = \\ \frac{\cos \theta_0 \sin \alpha_2}{\cos \alpha_1} \\ \alpha_1 + \alpha_2 = \theta \end{cases} \quad (1)$$

又有

$$\begin{cases} \sin \beta = \frac{AB}{OD} \\ OA \cos \alpha = OC \\ \cos \beta = \frac{OC}{OD} \end{cases} \quad (2)$$

过 O_1 点做OA的垂线,垂足为点E。在平面AOC内过点E点做直线EF垂直于OA,过点 O_1 做直线EF的垂线,垂足为G。则 $\angle O_1EG$ 为尾轴转过的角度 $-\varphi$ 。分别过 O_1 、G点做平面DOC的垂线,垂足分别为I和H,则

$$\sin(-\gamma_0) = \frac{OI \sin \beta}{OO_1 \sin \theta_0} = \frac{\cos \theta \sin \beta}{\sin \theta_0} \quad (3)$$

当给出弯刀、主轴和尾轴3个轴的运行角度时,联立式(1)一式(3)可求得模型 α 、 β 、 γ 。已知机构运行角度求模型姿态角度的运动解析方程为

$$\begin{cases} \alpha = \arcsin(\cos \theta \sin \theta_0 \cos \omega - \sin \theta \cos \theta_0) \\ \beta = \arcsin\left(\frac{\sin \omega \sin \theta_0}{\cos(\sin \alpha)}\right) \\ \gamma = \varphi - \arcsin\left(\frac{\cos \theta \sin \beta}{\sin \theta_0}\right) \end{cases} \quad (4)$$

在给定 α 、 β 、 γ 情况下,求弯刀 θ 、主轴 ω 、尾轴 φ 3个机构运行角度的运动解析方程为

$$\begin{cases} \alpha_1 = \arctan(\tan \theta_0 \cos \omega) \\ \alpha_2 = \arcsin\left[\frac{\sin(-\alpha) \cos \alpha_1}{\cos \theta_0}\right] \\ \theta = \alpha_1 + \alpha_2 \\ \omega = \arcsin\left[\frac{\sin \beta \cos(-\alpha)}{\sin \theta_0}\right] \\ \varphi = \gamma - \gamma_0 = \gamma - \arcsin \frac{\cos \theta \sin \beta}{\sin \theta_0} \end{cases} \quad (5)$$

2 尾轴和滚转角精度测量

2.1 测量工具

图3为瑞士某公司的WYLER BlueClino水平仪,基于CLINO2000角度仪的基础上开发出的电子角度仪,具有大量程和高精度,应用于大角度精

密测量。



图3 WYLER BlueClimo 水平仪

2.2 测量数据分析

通过水平仪测量尾轴和滚转角的误差与其测量值的图像如图4和图5所示。可得尾轴最大误差为 0.0458° , 滚转角最大误差为 0.1° 。

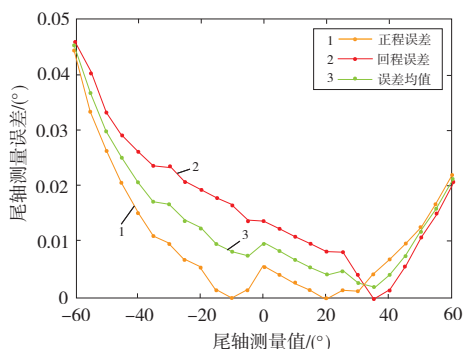


图4 尾轴 $-60^\circ \sim 60^\circ$ 误差值

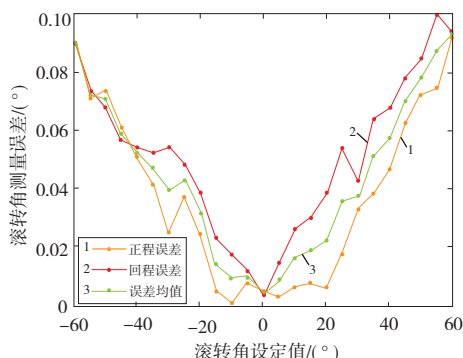


图5 滚转角 $-60^\circ \sim 60^\circ$ 误差值

3 误差补偿原理分析

3.1 尾轴单轴补偿原理分析

由于双转轴支撑机构对单轴的运动精度要求较高,弯刀、主轴、尾轴的伺服控制系统均采用全闭环控制结构,其控制结构如图6所示。减速传动机构输出轴上的编码器将实时位置信息反馈至PLC位置工艺模块,位置控制器根据给定目标位置信息与反馈位置信息比较输出对应的位置控制指令,形成位置控制环。整个系统以位置反馈为

主反馈,系统内部还存在速度反馈和电流反馈调节,可以精确地控制伺服电机运动,实现系统的全闭环控制。利用全闭环位置控制结构,可消除中间环节误差,获得较为理想的定位精度。

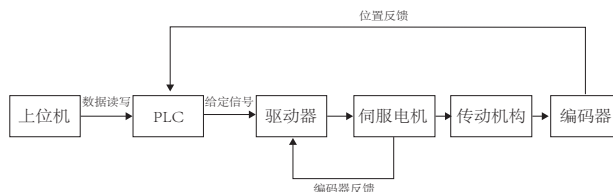


图6 单轴伺服控制系统组成图

通过水平仪测量得到尾轴实际的运行角度和误差值,若水平仪测得尾轴实际运行角度小于设定的运行角度,则需要将编码器的位置反馈值减去对应的误差值,然后将修正后的位置值反馈给上位机,即可完成尾轴实际运行角度小于设定值的误差补偿。若水平仪测得尾轴实际运行角度大于设定角度,则需要将编码器的位置反馈值加上对应的误差值,将修正后的位置反馈给上位机,即可完成尾轴实际运行角度大于设定值的误差补偿。在Matlab平台上绘制尾轴误差值随测量值变化的函数曲线,借助Matlab函数拟合工具箱拟合出尾轴的误差函数曲线并得到测量值与误差的函数关系式。误差补偿函数用于修正编码器测得的位置反馈值,然后将修正后的实际运行位置反馈给上位机的尾轴PID运动模块,即完成尾轴的运动角度补偿。图7为尾轴误差补偿原理图。

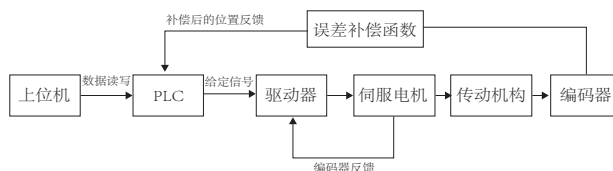


图7 尾轴误差补偿原理图

借助Matlab数据拟合函数工具箱可得一元三次误差函数,拟合曲线如图8和图9所示。

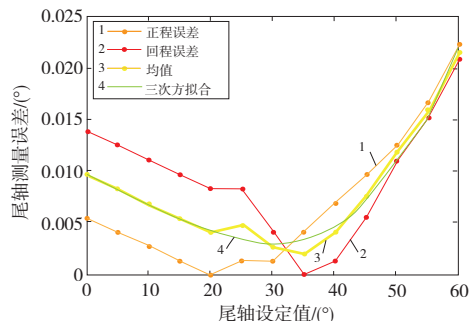
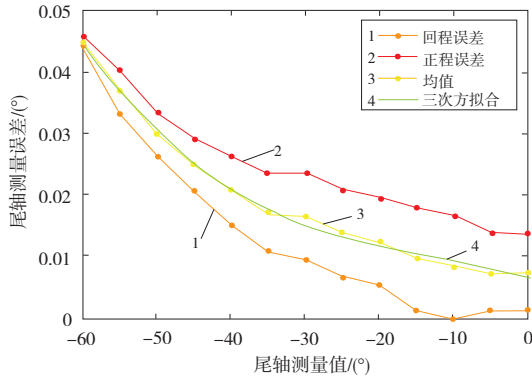


图8 $\varphi > 0$ 误差拟合曲线

图9 $\varphi < 0$ 误差拟合曲线

误差补偿函数为

$$y = \begin{cases} 2.2 \times 10^{-7} x^3 - 5.7 \times 10^{-6} x^2 - \\ 0.000\ 25x + 0.009\ 8, & \varphi > 0 \\ -2.1 \times 10^{-7} x^3 - 7.1 \times 10^{-6} x^2 - \\ 0.000\ 31x + 0.006\ 8, & \varphi < 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中: y 为尾轴误差值; x 为尾轴测量值。

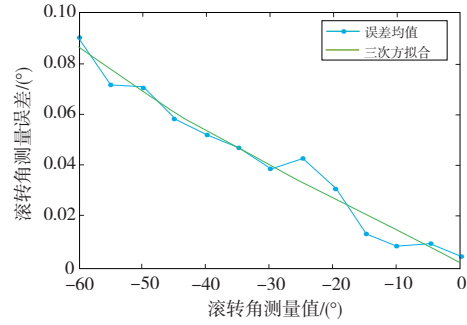
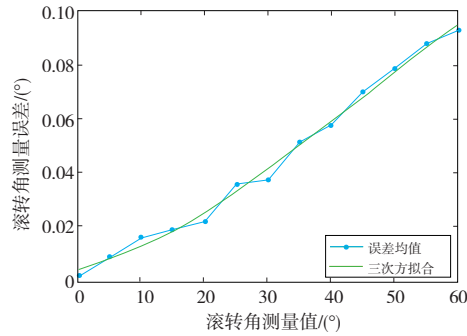
3.2 滚转角补偿原理分析

上位机监控软件下达 3 轴运动指令后,指令通过 Profibus 总线传输给 PLC 程序,PLC 控制程序接收到速度和位置参数后将其传送给指令读取模块,程序根据接收的参数计算出各个轴的运动速度以及位置,对其进行位置、速度闭环控制,实现 3 轴同步运行。飞行器模型的滚转角受到弯刀、主轴、尾轴 3 个机构角度的影响,其误差值的大小也受到 3 个机构角度精度的影响。通过式(4)可知:尾轴每增加或减小 1° ,滚转角也相应地增加或减小 1° 。在已知模型角度的情况下,通过修正公式(5)来完成滚转角的误差补偿,式(7)为修正后模型的反解。

$$\begin{cases} \alpha_1 = \arctan(\tan\theta_0 \cos\omega) \\ \alpha_2 = \arcsin\left[\frac{\sin(-\alpha) \cos\alpha_1}{\cos\theta_0}\right] \\ \theta = \alpha_1 + \alpha_2 \\ \omega = \arcsin\left[\frac{\sin\beta \cos(-\alpha)}{\sin\theta_0}\right] \\ \varphi = \gamma - \arcsin\left[\frac{\cos\theta \sin\beta}{\sin\theta_0}\right] + f(x) \end{cases} \quad (7)$$

式中 $f(x)$ 为滚转角的误差补偿公式。通过 Matlab 数据拟合工具箱得到滚转角设定值和误差值的函数关系曲线,如图 10 和图 11 所示,并得到滚转角误差补偿函数。

滚转角的误差补偿函数为

图10 $\gamma < 0$ 误差函数拟合曲线图11 $\gamma \geq 0$ 误差函数拟合曲线

$$f(x) = \begin{cases} -2.541 \times 10^{-7} x^3 + 3.614 \times 10^{-5} x^2 + \\ 0.000\ 688\ 4x + 0.025\ 81, & \gamma \geq 0 \\ -9.389 \times 10^{-8} x^3 - 4.987 \times 10^{-5} x^2 - \\ 0.001\ 173x - 0.021\ 18, & \gamma < 0 \end{cases} \quad (8)$$

4 误差补偿效果分析

绘制尾轴误差补偿前后对比图,通过图 12 可知补偿后尾轴的误差精度得到了明显的提升,尤其是在 $-60^\circ \sim 0^\circ$ 误差补偿效果较好。补偿后尾轴整体的精度由 $2'45''$ 提高到了 $35''$,整体精度提升效果明显。

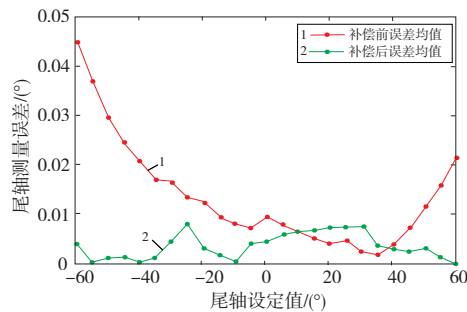


图12 尾轴补偿前后误差对比图

通过图 13 滚转角补偿前后误差的对比图可知,滚转角精度提升效果显著,补偿后精度由原来的 $6'$ 提高到了 $2'35''$ 。随着滚转角设定值的增大,

误差补偿效果越明显,精度提高的倍数也越多。

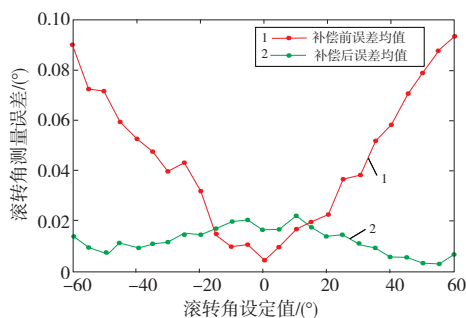


图 13 滚转角补偿前后误差对比图

5 结语

本文建立了角度控制的数学模型,实现了双转轴模型支撑装置的运动学解析。利用高精度水平仪测量得到尾轴和滚转角的误差精度,通过 Matlab 离散数据拟合的方法分别得到尾轴测量值与误差值的误差函数和滚转角测量值与误差值的误差函数。尾轴误差函数用于修正光栅编码器的反馈值,滚转角误差函数用于修正滚转角的运动

学解析公式。误差补偿后的数据表明:尾轴单轴精度可以由初始的 $2'45''$ 提高到 $35''$,精度提高了 3 倍以上;滚转角精度可以由初始的 $6'$ 提高到 $2'35''$,精度提高了 1 倍以上,满足了风洞试验中的精度要求。

参考文献:

- [1] 王帆,施洪昌,盖文,等. 风洞测控技术[M]. 北京:国防工业出版社,2019.
- [2] 李连福. 双转轴模型支撑装置控制系统设计与实现[D]. 大连:大连理工大学,2021.
- [3] 李强,李周复,高小荣. FL-9 低速增压风洞支撑机构设计研究[J]. 机械传动,2008,32(1):15-17,19.
- [4] 刘念,王帆,褚卫华,等. 风洞模型支撑装置驱动油缸位置和速度的精确控制研究[J]. 机床与液压,2014,42(1):86-90,119.
- [5] 恽起麟. 风洞实验数据的误差与修正[M]. 北京:国防工业出版社,1996.
- [6] 蒋甲利,张孝棣,贾元胜,等. 模型角度测量误差对阻力系数误差的影响[C]//探索创新交流——中国航空学会青年科技论坛文集. 银川:[s.n.],2004:546-550.

收稿日期:2023-03-17

(上接第 19 页)

1)通过对分歧管的速度分布、变形、等效应力的分析,确定了分歧管结构的薄弱位置,其与分歧管产生裂纹位置一致,在最大等效应力点进行应力处理。结果可知,分歧管三通根部的一次应力高于许用值,这说明分歧管三通管根部的强度不足,这种分歧管的结构不适合在本空调系统中运用,应对根部进行改进。

2)用流固耦合的方法对空调分歧管进行分析,结果表明分歧管的三通管根部不满足强度要求,而在实际工况下分歧管运行时在三通管根部产生了裂纹,计算结果与实际情况相吻合。这表明本文建立的基于流固耦合的计算模拟方法是可行的,结果是可靠的。

参考文献:

- [1] 李正帅,郭占军,王兆强. 配管长度及分歧管间距对多联式空调性能的影响[J]. 郑州轻工业学院学报(自然科学版),2012,27(4):33-35.

- [2] 李立民,滕天凤. 涡旋式压缩机在低环境温度多联式空调(热泵)机组中的应用研究[J]. 制冷与空调,2022,22(12):69-73,79.
- [3] 燕子腾,曹昊敏,庄大伟,等. 高落差多分支管路结构对多联式空调系统能力影响的快速仿真[J]. 制冷学报,2023,44(1):59-70.
- [4] 郭占军,沈玉富. 不同作用域的多联式空调系统性能的实验[J]. 低温与超导,2014,42(2):78-80,15.
- [5] 邵文杨,阳光武,肖守讷,等. 基于流固耦合的机车燃油箱冲击计算及试验验证[J]. 振动与冲击,2023,42(7):267-272.
- [6] KELLY W, GIGAS B. Using CFD to predict the behavior of power law fluids near axial-flow impellers operating in the transitional flow regime[J]. Chemical Engineering Science,2003,58(10):2141-2152.
- [7] 栾德玉,王越,魏星,等. 压力容器非径向开孔结构的应力分析和强度评定[J]. 石油化工设备技术,2018,39(1):13-17.

收稿日期:2023-04-11