

特技飞行中姿态参数的测量研究

宋双杰¹, 张玉莲¹, 郑泽玲²

1. 西安航空职业技术学院, 西安 710089

2. 中国飞行试验研究院, 西安 710089

摘要 飞机的姿态参数是研究飞机飞行状态的重要依据,在特技飞行试验中尤为重要。目前飞行试验中飞机姿态参数的测量是由全姿态组合陀螺仪完成的。在大迎角、失速、尾旋等特技飞行试验中,机载陀螺仪输出的姿态参数经数据采集系统处理后与飞机真实飞行状态之间存在误差。通过研究飞机的飞行状态与姿态参数输出特点,分析了姿态参数测量误差存在的原因,利用换向器技术改变输出多值性的问题,并在特技飞行试验中对改进的方法进行了多次验证,以期对今后大迎角、失速、尾旋等高风险、高难度特技飞行试飞中姿态参数的测量起到借鉴与指导的作用,为保证新机试飞任务顺利完成、保障飞行员生命安全提供有效的参考依据。

关键词 特技飞行;姿态参数;测量;多值性

中图分类号 V217+.1, V323.3+3

文献标识码 A

文章编号 1000-7857(2009)18-0086-04

Measurement of Posture Parameters in Aerobatics

SONG Shuangjie¹, ZHANG Yulian¹, ZHENG Zeling²

1. Xi'an Aeronautical Polytechnic Institute, Xi'an 710089, China

2. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract Attitude parameters are important among the aircraft flight parameters, especially in the aerobatic test. Current flight test aircraft attitude parameters are measured by the combination of the whole attitude gyro. In the high angle of attack, stall, spin and other special flight tests, airborne attitude gyro output parameters processed by the data acquisition system differ with the true aircraft flight conditions. By analyzing the output characteristics of the aircraft's flight status and attitude parameters, errors in the attitude parameters of measurement and the output ambiguity, this paper proposes the stunt flying test methods for improving multi-second validation, and through the analysis of the measured curves, has verified the correctness of improved methods. They may be used for future tests for large angle of attack, stall, spin high-risk, difficult aerobatic flight parameters.

Keywords aerobatics; profile parameters; measurement; ambiguity

0 引言

特技试飞一般指飞机大迎角、失速、尾旋等飞行项目^[1-2],是一项高风险、高难度的试飞科目,对试飞数据的可靠性、有效性和准确性有非常高的要求。姿态参数是特技试飞中的重要参数之一,具有变化急剧、变化范围大的特点^[3-4]。其数据的可靠性直接关系到能否正确地分析飞机的飞行姿态,合理制定飞行试验计划与试验方案,确保飞行安全。由于飞机原装全姿态陀螺仪系统的输出信号与目前数据采集系统的输入信号不匹配,测试方法有一定的局限性和不完善性,难以满足特技试飞科目的要求,导致测量的数据难以真实反映飞机飞行的姿态,不利于飞行试验研究。本文就此分析问题形成的原因,并提出解决的方法。

1 姿态参数的输出形式

在各种飞行试验中,均需测量飞机的姿态参数。各种姿态参数的测量一般是由一台全姿态组合陀螺仪完成的^[5],当飞机在航向、倾斜和俯仰上分别由 0° 变化到 360° 时,全姿态组合陀螺仪的输出航向角和倾斜角信号是按正弦曲线规律变化的^[6],而俯仰角信号则是 $0^\circ \rightarrow 90^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow -90^\circ \rightarrow 0^\circ$ 相位变化,不符合正弦规律,使输出出现了多值性问题,如图1所示。这种多值性输出在特技试飞科目中无法确认飞机的飞行姿态,影响飞行试验研究,是必须解决的技术难题。

2 多值对应关系形成的原因

根据全姿态组合陀螺仪的工作原理^[7-9]可知:俯仰角信号

收稿日期:2009-05-20

作者简介:宋双杰,讲师,研究方向为航空机电设备维修及航空测试技术,电子信箱:ssj1114@126.com;张玉莲(通信作者),教授,研究方向为航空测试与控制技术,电子信箱:zylian999@126.com

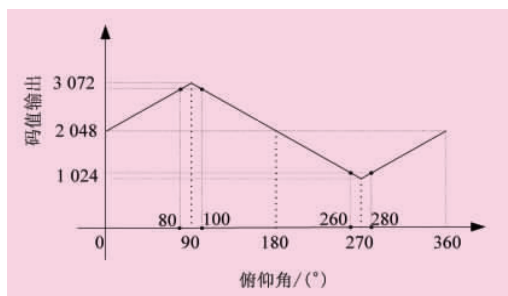


图 1 多值性输出
Fig. 1 Ambiguity output

的同步器转子安装在垂直陀螺的外环轴上,定子固定在陀螺倾斜随动托架上。当飞机俯仰飞行时,定子跟随陀螺倾斜随动托架绕外环轴转动,由于陀螺的定轴性,转子由垂直陀螺的外环稳定,从而定子绕组输出俯仰角信号。

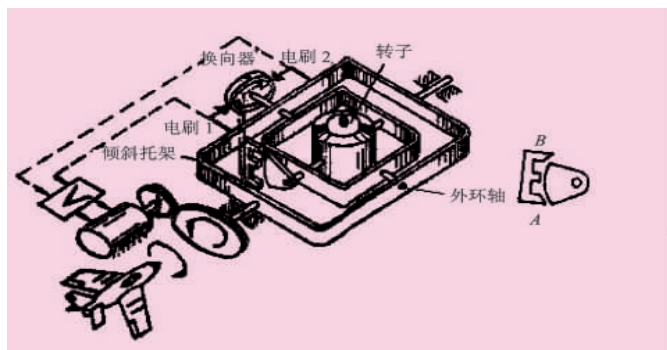
飞机俯仰角大于 90° 后,由于航向及倾斜都出现了 180°

误差,为此,在外环轴上安装了 90° 换向器(图 2),用来换接随动系统的电路。当俯仰角达到 90° 时,使倾斜托架迅速翻转 180° ,以适应飞机倒飞状况。

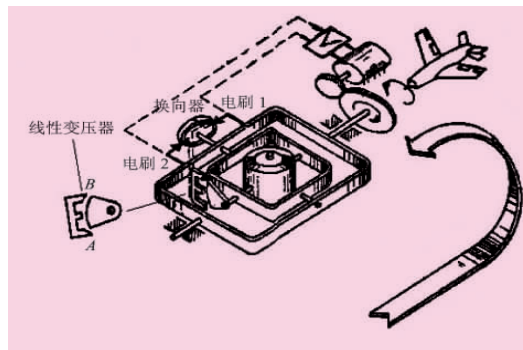
根据设计者的思想^[6-9],当飞机作 360° 筋斗飞行时,俯仰随动电动机的定子与转子应按照以下规律运行:飞机俯仰角为 0° 时,定子上的 M 、 N 点分别与转子上的 A 、 C 点对应,输出信号为 0° (图 3)。如果让定子顺时针相对转子连续地转动,在通过 90° 、 180° 、 270° 时, M 点将分别与转子上的 B 、 C 、 D 点对应,输出按照正弦规律变化的信号,但实际运行并非是这样,如图 3 所示。

1) 当飞机由 0° 上仰到 90° 时,定子与倾斜随动托架一起顺时针转动, M 相对转子由 A 向 B 转动,当俯仰角为 90° 时, M 与 B 、 N 与 D 分别对应,输出俯仰角信号为 90° (图 3(b))。

2) 当飞机俯仰角稍超过 90° 时,由于换向器的作用,倾斜随动托架带动同步器一起翻转 180° ,转子上的 A 、 C 两点互换位置,使得输出信号极性改变(图 3(c))。



(a) 飞机正飞
(a) Aircraft flying



(b) 飞机倒飞
(b) Aircraft inverted flying

图 2 飞机倒飞时随动系统换向

Fig. 2 The servo system commuted when the aircraft inverted flight

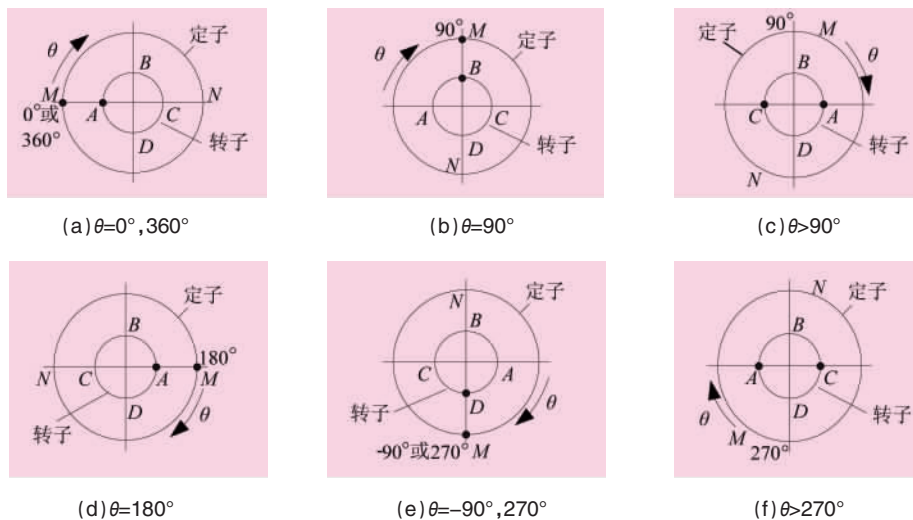


图 3 俯仰角在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 变换时定子与转子的对应位置

Fig. 3 Corresponding position of the stator and rotor whit the pitch angle 0° to 360°

3) 当飞机继续作筋斗飞行时,定子上的 M 相对转子由 B 经 A 向 D 运动,转向与设计者的思路相反,当俯仰角达到 180° 时, M 与 A 对应(图 3(d)),输出信号为 0° 。转到 270° 时, M 与 D 、 N 与 B 分别对应,输出信号为 -90° (图 3(e))。

4) 当飞机的俯仰角稍超过 270° 时,倾斜随动托架又翻转 180° ,再次使得输出信号的极性改变,恢复到起始运行方向(图 3(f))。

5) 飞机由 270° 向 360° 方向转动时, M 相对转子由 D 向 A 转动,转向恢复正常。当飞机俯仰 360° 后, M 与 A 、 N 与 C 再次对应,输出信号为 0° ,如图 3(a)所示。

根据上述分析可见,当飞机俯仰角为 80° 、 100° 或 260° 、 280° 时,全姿态组合陀螺输出的俯仰角信号分别为 $+80^\circ$ 和 -80° ,结果经数据采集系统处理后飞机纵轴的两个位置仅与一个角度值对应(图 1),难以根据输出数据判断飞机的飞行姿态。

3 解决方案及实施途径

3.1 解决方案

根据以上分析,并经多次模拟实验研究,提出如下解决方案:当飞机俯仰角为 90° 和 270° 时,对陀螺输出的俯仰角信号进行变换,使其按正弦规律变化,解决信号的多值性问题。

3.2 实施途径

在陀螺仪上增设一换向环,如图 4 所示,它与电源相连的导电区很窄。飞机上仰时,电刷 a 离开换向环的 c 点向导电区运动,当飞机俯仰角接近 90° 时,俯仰信号的转向改变,电刷 a 与换向环的导电区接触,使得继电器 K_1 吸合,两组触点将俯仰角信号的转向改变。另外两组触点将数据采集系统的参考电源的极性对调。当飞机俯仰角从 90° 向 270° 变化时,电刷 a 脱离导电区经 d 点向 e 点运动,但由于 K_1 的另一组动合触点与 27 V 的正端相接, K_1 处于自保护状态,仍然吸合。当飞机上仰至 270° 时,电刷 b 与换向环的导电区接触,使得继电器 K_2 吸合, K_1 解锁释放,俯仰信号的转向和参考电源极性恢复原先的状态。当飞机俯仰 360° 后,电刷 a 、 b 分别与导电环 c 、 d 接触。从而保证了俯仰同步器及换向环的工作过程是:

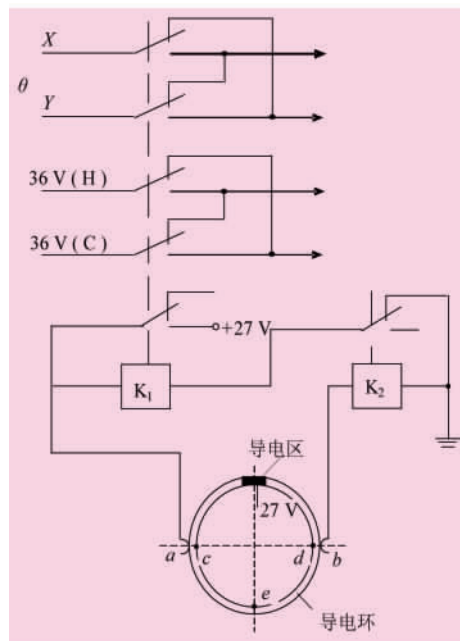


图 4 换向导电刷工作原理

Fig. 4 Commutation brush principle

俯仰角为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 和 $270^\circ \sim 360^\circ$ 时不换向,在 $90^\circ \sim 270^\circ$ 之间换向,陀螺输出给数据采集系统的信号处理后的数据与输入为正弦信号时处理的数据相同,解决了多值性问题。

4 改进结果

对陀螺姿态测试系统进行改进,并成功应用在某型飞机失速尾旋试飞。图 5 为某型飞机失速尾旋试飞时俯仰角 θ 与侧滑角 ϕ 的飞行时间历程图。由图可见,采集器记录的信号与输入信号成连续单值规律变化。

此测试方案经 10 余次特技科目的试飞验证后,证实经测试系统数据处理后的结果准确可靠,满足了大迎角、失速、尾旋等特技试飞的要求,从而解决了姿态角信号多值性的问题,并对以后大迎角、失速、尾旋等试飞时姿态参数测试具有借鉴和指导意义。

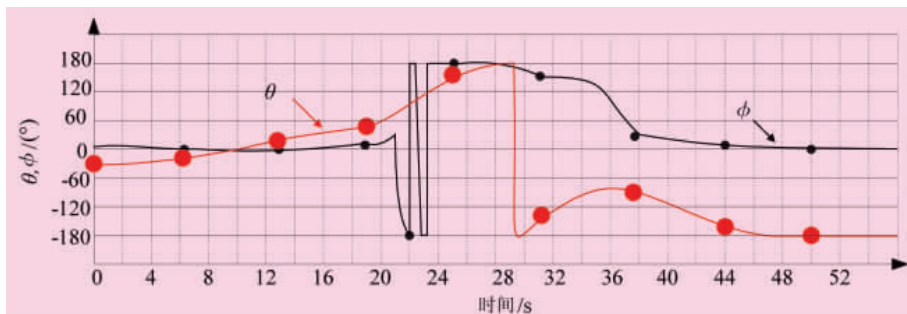


图 5 尾旋试飞实测数据曲线

Fig. 5 Spin flight test data curve



5 结论

通过对特技飞行中飞机的飞行特点及机载全姿态参数测量系统工作原理的分析,找到了姿态参数测量误差存在的原因,提出了利用换向器技术解决输出多值性的问题。试验结果表明,设计方法合理有效,对大迎角、失速、尾旋等高风险、高难度特技飞行试验的研究提供了重要保障,为保证新机试飞成功、保全飞行员生命提供了有效的参考依据。

参考文献 (References)

- [1] 王启, 李树有, 张培田. 等. J7L 飞机大迎角/失速/尾旋试飞 [J]. 飞行力学, 2001, 19(4): 58-61, 66.
Wang Qi, Li Shuyou, Zhang Peitian, *et al.* *Flight Dynamics*, 2001, 19(4): 58-61, 66.
- [2] 李雪琴, 宫西卿, 贾晓鹏, 等. J18 飞机失速尾旋飞行试验研究[J]. 飞行力学, 2001, 19(2): 57-61.
Li Xueqin, Gong Xiqing, Jia Xiaopeng, *et al.* *Flight Dynamics*, 2001, 19(2): 57-61.
- [3] 李树有, 王启, 张培田. 飞机失速/尾旋特性的预测和试验研究[J]. 飞行力学, 2000, 18(3): 42-45.
Li Shuyou, Wang Qi, Zhang Peitian. *Flight Dynamics*, 2000, 18(3): 42-45.
- [4] 黎先平, 江积祥. 飞机稳定特技的预测研究[J]. 飞行力学, 1998, 16(2):

58-62.

Li Xianping, Jiang Jixiang. *Flight Dynamics*, 1998, 16(2): 58-62.

- [5] 孙希任, 梁恺, 孙世贵. 航空传感器实用手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1995.
Sun Xiren, Liang Kai, Sun Shigui. A practical handbook for aviation sensors[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 1995.
- [6] 朱学震. 航空陀螺仪表 [M]. 西安: 中国人民解放军空军工程学院, 1985.
Zhu Xuezheng. Air gyro instruments [M]. Xi'an: People's Liberation Army Air Force Engineering Academy, 1985.
- [7] 郭秀中, 于波, 陈云相. 陀螺仪理论及应用[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.
Guo Xiuzhong, Yu Bo, Chen Yunxiang. Theory and applications of gyroscope[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987.
- [8] 柯兹洛夫 A C. 航空陀螺仪表原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1959.
Keziluofu A C. Principles of air gyro instrument [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1959.
- [9] 南京航空学院编写组. 航空陀螺仪原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
Writing Group of Nanjing Aeronautical Institute. Air gyro principle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1981.

(责任编辑 齐志红)



中国电子学会

第16届信息论学术年会

2009年10月 北京

主 办: 中国电子学会

承 办: 中国电子学会信息论分会

北京交通大学计算机与信息技术学院

会议网址: <http://www.leaderstudio.cn>

电子邮箱: csit2009@tom.com

