

文章编号: 1000-6893(2000)01-0078-03

无人机航向测量的罗差修正研究

刘诗斌, 严家明, 孙希任

(西北工业大学 电子工程系, 陕西 西安 710072)

MAGNETIC DEVIATION COMPENSATION FOR UAV'S HEADING MEASUREMENT

LIU Shi-bin, YAN Jia-ming, SUN Xi-ren

(Department of Electronic Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 针对数字式磁航向测量系统在无人机上的应用, 系统地研究了任意姿态下的罗差修正问题。通过分析罗差形成的原因, 提出一种更为简单的罗差修正方法和确定罗差系数的工程方法。为了减少试验工作量和试验数据的错误, 用计算机检验罗差系数的正确性, 并提出试验数据正确性的检验方法。实验结果表明, 该方法是很有效的。这种方法不仅可用于无人机, 也可用于车辆、轮船等其它运载工具。

关键词: 无人机; 航向测量; 磁罗盘; 罗差

中图分类号: V 241. 61 **文献标识码:** A

Abstract Digital magnetic heading measuring system (DMHMS) is an essential device of modern unmanned aerial vehicles (UAV). The accuracy of the system itself is high enough, but the error caused by ferromaterial onboard (called magnetic deviation) is unavoidable due to the small size of UAV. This paper studies magnetic deviation compensation for arbitrary attitudes of UAV equipped with DMHMS. After analyzing the cause of deviation, an algorithm, which is able to eliminate the errors influenced by ferromaterial onboard before heading computation, is used to decrease computation. Deviation coefficients required in the algorithm are obtained from experiment mentioned in the paper in details. The correctness of the deviation coefficients can be examined by a computer so that there is no need of experiment repeated. In order to avoid confusion in the experiment data, a method which can find mistakes in experiment data is proposed. The methods discussed in the paper have been successfully used in some UAV which needs deviation compensation in arbitrary attitudes. It can be used not only in UAV but also in other vehicles such as cars and ships.

Key words: unmanned aerial vehicle; heading measurement; magnetic compass; magnetic deviation

航向是无人机的重要飞行参数。为了降低成本, 无人机通常采用数字式磁航向测量系统^[1,2] (简称航向系统) 测量航向。飞机上的铁磁材料对地磁场的影响, 会使传感器所在位置的磁场发生变化。由于这种原因造成的航向测量误差称为罗差。需对罗差进行修正, 才能得到正确的航向。

本文针对用于无人机上的航向系统, 提出确定罗差系数(定义见后)的工程方法和对试验数据正确性的验证方法, 最后对试验数据进行了分析。

1 航向系统

航向系统(图 1)由磁传感器、模拟电路、A/D 转换和单片机组成。磁传感器测出地磁场 H 分别在飞机纵轴、横轴和竖轴上的分量 H_x 、 H_y 和 H_z , 经模拟电路和 A/D 转换后送入单片机。飞机的俯仰角 ϑ (抬头为正) 和倾斜角 γ (右倾为正) 也

经 A/D 转换送入单片机。设航向为 ψ , 地磁场水平分量为 H_0 ; 磁倾角为 α , 在无罗差情况下, 它们

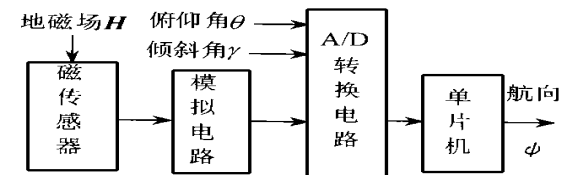


图 1 数字式磁航向测量系统

的关系为

$$H = \Gamma B H_h \quad (1)$$

其中:

$$H = \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} \quad \Gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}$$
$$B = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & 0 & -\sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{bmatrix} \quad H_h = \begin{bmatrix} H_0 \cos \psi \\ -H_0 \sin \psi \\ H_0 \tan \alpha \end{bmatrix}$$

利用单片机按式(1)求解出 $H_0 \cos \psi$ 和 $H_0 \sin \psi$

后, 可求出航向 ψ

$$\psi = \arctan \frac{H_0 \sin \Psi}{H_0 \cos \Psi} \quad (2)$$

2 罗差修正原理

有罗差时, 铁磁材料对地磁场的影响最终表现为 H 的变化。有 2 种铁磁材料: 硬磁材料和软磁材料, 它们对 H 影响的方式不同。硬磁材料产生的永久磁场随着飞机的转动而转动, 相对于飞机的 3 个轴是不变的, 相当于给 H_x , H_y 和 H_z 分别加上了常值 p , q 和 r ; 软磁材料在受到 H_x , H_y 和 H_z 磁化后才产生干扰磁场, 干扰磁场的大小与 H_x , H_y 和 H_z 大小以及软磁材料本身有关。受到铁磁材料影响后, 传感器测得的磁场分量由 H_x , H_y 和 H_z 变为 H_{x1} , H_{y1} 和 H_{z1} , 它们之间的关系为^[3]

$$H_1 = KH + P \quad (3)$$

其中:

$$H_1 = \begin{bmatrix} H_{x1} \\ H_{y1} \\ H_{z1} \end{bmatrix}, \quad P = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$K = \begin{bmatrix} 1+a & b & c \\ d & 1+e & f \\ g & h & 1+k \end{bmatrix}$$

式中: p , q 和 r 由硬磁材料决定; a , b , c , d , e , f , g , h , k 由软磁材料决定, 它们统称为罗差系数。

在已知罗差系数且测得 H_1 的情况下, 可以用单片机求出 H

$$H = K^{-1}H_1 - K^{-1}P \quad (4)$$

得到了 H , 就消除了铁磁材料的影响, 然后按式(1)和式(2)可直接得到正确的航向。

一架安装了固定设备的无人机, 其罗差系数不变。将 K^{-1} 和 P 固化到航向系统的程序存储器中, 就可以实时地进行罗差修正。因此, 罗差修正的关键是确定罗差系数。

3 罗差系数的确定

将式(1)和式(3)合并可得

$$H_1 = KBH_h + P \quad (5)$$

根据式(5), 可通过试验的方法确定罗差系数。 H_0 和 α 可利用航向系统测得; θ , γ 和 ψ 是试验中可以控制的参数。给定一组 θ , γ 和 ψ , 可测得一组 H_1 得到 3 个方程。理论上, 给定 4 组合适的 θ , γ 和 ψ , 可得到 12 个独立的方程, 求出全部罗差系数。在工程上, 要求给定 θ , γ 和 ψ 的操作尽量

简单; 对测得的试验数据的正确性要心中有数; 对最终求出的罗差系数可在计算机上验证。因此, 作如下考虑:

(1) 在给定 θ , γ 和 ψ 时, 既要选水平状态使操作方便, 又要选非水平状态, 保证得到的方程是独立的。

(2) 使无人机处于倾斜状态比处于相同角度的俯仰状态容易, 所以, 非水平状态的俯仰角 θ 取 0, 倾斜角 γ 选接近飞机盘旋时的角度, 此状态称为倾斜状态。

(3) 理论上只要在水平状态和倾斜状态各取 2 组 θ , γ 和 ψ , 就可以求出罗差系数。但是, 为了能在计算机上对求出的罗差系数进行验证, 所用的数据不应该与求罗差系数时所用的数据相同, 必须给定更多的试验点。

(4) 试验时测得的数据较多, 难免出错, 有必要对试验数据的正确性进行检验。

根据以上考虑, 采用如下试验方法:

分别在水平状态和倾斜状态各给定 12 个试验点(航向每隔 30° 一个点), 可得 24 组数据。其中航向为 0° , 90° , 180° 和 270° 时的数据用于求解罗差系数; 其它各点的数据用于在计算机上对求出的罗差系数进行验证。

4 试验数据正确性的检验方法

按上述方法, 每个航向为 ψ_a 的试验点(可测得 H_{1a})都有一个航向为 $\psi_b = \psi_a + 180^\circ$ 的试验点(可测得 H_{1b})与之对应。根据式(5), 若 θ 和 γ 不变, H_{1a} 与 H_{1b} 之和为常数。利用试验数据的这一性质, 可对试验数据的正确性进行检验。采用 2 个航向相差 180° 的试验点测得的数据列写 3 个方程时, 对给定航向的绝对误差要求不高。这就是在求解罗差系数时, 每个状态使用 4 个试验点(而不是 2 个)的原因。

5 试验结果

在某无人机上按上述方法做了多次罗差修正试验, 表 1 是一次试验的结果。表中 $\Delta\psi_i$ 是用试验时测到的 H_1 直接计算出的航向与给定航向 ψ_g 之差, 也就是罗差; $\Delta\psi_e$ 是在求得罗差系数后, 用计算机进行验证的结果(按式(4)修正后再计算航向, 所用的数据与 $\Delta\psi_i$ 栏的数据相同), 是经罗差修正后的航向误差; $\Delta\psi_r$ 是将 K^{-1} 和 P 固化到航向系统的程序存储器后, 再次进行试验所测的航向系统输出与给定航向 ψ_g 之差。

表1 某次罗差修正试验

$\psi_g/(\circ)$	$\Delta\psi_a/(\circ)$		$\Delta\psi_b/(\circ)$		$\Delta\psi_r/(\circ)$	
	水平 状态	右倾 31°	水平 状态	右倾 31°	水平 状态	右倾 31°
0	1.9	2.7	0.0	1.8	0.8	4.3
30	-1.8	-7.4	-0.1	1.5	1.2	4.2
60	-15.8	-15.9	0.5	1.1	1.2	2.9
90	-21.0	-21.8	0.1	-0.1	0.7	0.4
120	-20.4	-23.0	-0.2	-1.0	-0.2	-0.9
150	-11.7	-16.3	-0.2	-1.3	-0.5	-2.9
180	3.6	-1.1	0.0	-1.5	-0.7	-3.9
210	17.6	17.2	-0.1	-1.1	-0.7	-3.6
240	25.2	27.0	-0.1	-0.6	-0.4	-2.2
270	25.4	27.3	-0.1	0.1	-0.3	-0.4
300	20.4	21.7	0.1	0.9	0.1	2.0
330	11.8	12.9	-0.1	1.6	0.4	3.3

由表1可知:修正前航向误差的最大值超过27°;修正后经计算机验证的最大误差为1.8°。在 $\Delta\psi_r$ 栏中, θ 和 γ 使用的是机上垂直陀螺的输出信号, θ 和 γ 的误差使实测航向误差比计算机验证的误差大。这是因为在没有罗差的情况下, θ 和 γ 的误差也会引起航向误差。在倾斜状态下,陀螺输出的 γ 信号误差为1.8°;由此引起的航向误差列于表2中 $\Delta\psi_b$ 栏,最大误差为4.1°。除去这种误差后,航向的实际误差列于表2的 $\Delta\psi_r$ 栏,最大为1.2°。若不考虑 θ 和 γ 误差的影响,计算机验证与实测结果是吻合的。

表2 航向实际误差

$\psi_g/(\circ)$	0	30	60	90	120	150
$\Delta\psi_b/(\circ)$	4.1	3.4	2.2	-0.1	-2.1	-3.2
$\Delta\psi_r/(\circ)$	0.2	0.8	0.7	0.5	1.2	0.3
$\psi_g/(\circ)$	180	210	240	270	300	330
$\Delta\psi_b/(\circ)$	-3.9	-3.3	-1.9	0.1	2.2	3.7
$\Delta\psi_r/(\circ)$	0.0	-0.3	-0.3	-0.5	-0.2	-0.4

参 考 文 献

- [1] Foster N R. Unmanned Aircraft Navigation Using the Adaptive Compass[A]. IEE Colloquium on Unmanned Aircraft Avionic Systems' 74 III/1-3 ORFS[C], 1987.
- [2] 孙希任,刘诗斌.二轴捷联式磁航向系统探讨[J].计测技术,1989(6):18~20.
- [3] Hine A. Magnetic compasses and magnetometers[M]. Adam Hilger LTD, London: 1968. 270.

作者简介:



刘诗斌 1960年6月出生,硕士,西北工业大学电子工程系副教授,多年从事无人传感器研究。研究兴趣:磁场测量,压力测量,微电子,微机械和计算机应用。联系电话:(029)8491653。



严家明 1964年8月出生,多年从事传感器应用研究,研究兴趣:磁场测量,压力磁量。联系电话:(029)8495529。



孙希仁 75岁,西北工业大学教授,长期从事航空仪表与传感器的教学与科研工作,曾先后获得国家级和省部级三等以上科技进步奖十余项,发表论文多篇,并担任1994年出版的《航空传感器使用手册》主编。联系电话:(029)8493689。

飞行器控制与操纵第八次学术交流会在襄樊召开

中国航空学会飞行器控制与操纵专业委员会第八次学术交流会于1999年8月17日至20日在襄樊召开。会议由自控专业分会总干事冯亚昌教授主持并宣读了本届专业委员会组成人员名单及其组成进行了说明。专业委员会主任委员郭锁风教授向上一届部分老委员(本届将不再担任委员)颁发了荣誉证书。

会议收到近百篇论文,经筛选收入69篇论文出版了论文集。有36人参加了会议,大会听取了郭锁风教授、刘晓刚研究员、张德发研究员三位同志作的大会报告,并分成控制理论及应用,可靠性及试验技术两个小组,在小组会上的交流论文达到了33篇,会议达到了预期的目的。(李铁柏)