

MEMS 微惯性姿态系统的环境适应性优化设计技术

刘建业 杭义军 李荣冰 孙永荣

(南京航空航天大学自动化学院导航研究中心, 南京, 210016)

摘要:分析了MEMS微惯性姿态系统温度及载体运动等环境因素对MEMS惯性传感器的影响和姿态系统的关键技术;针对MEMS惯性器件的热环境优化,建立了基于有限元分析方法的热分析模型,仿真分析了散热设计方案,基于微惯性姿态系统样机,试验验证了散热设计的有效性;针对MEMS惯性传感器误差的强非线性特性,建立了全温范围分段线性误差补偿模型,改进了误差标定方法,有效提高了MEMS惯性器件的精度;分析了微惯性姿态组合算法的适用性条件,优化设计了基于载体飞行状态的微惯性姿态系统姿态滤波的约束条件。转台试验和飞行试验充分验证了环境适应性优化设计方法和结果的有效性,全程飞行条件下姿态误差优于 2.5° ,稳定飞行阶段姿态误差优于 1° ,该系统可满足姿态备份和微小型无人飞行器的应用需求。

关键词:微惯性姿态系统;环境适应性;散热优化;误差建模

中图分类号:V249.1

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)05-0669-08

Optimization Design Technology of Environmental Worthiness for MEMS Inertial Attitude Reference System

Liu Jianye, Hang Yijun, Li Rongbing, Sun Yongrong

(Navigation Research Center, College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The influence of the working environment on MEMS inertial sensors in the MEMS attitude reference system and the key technologies are analyzed. A thermal analysis model is built based on finite element method. Some heat dispersion schemes are proposed and the optimal selection is made based on the finite element analysis. The selected heat dispersion design is validated by the prototype of the MEMS inertial system. A piecewise linear model is put forward to solve the strong nonlinear errors of MEMS inertial sensors overall temperature. The calibration method is improved and the accuracy is improved in practice. The worthiness condition for the attitude integrated algorithm is investigated and the constraints for the attitude filter based on the flight state identification from the data of MEMS inertial sensors are optimized. The tests based on the rotation table and flight test are carried on and the validation of optimization method is demonstrated. The attitude errors are no more than 2.5° overall the flight and they are no more than 1° at the stable flight state. The result shows that the MEMS inertial attitude reference system can be used in micro and small UAV or as the backup of main inertial navigation system (INS) in aircraft.

Key words: micro inertial attitude reference system; environmental worthiness; heat dispersion optimization; error model

MEMS 微惯性技术是当前惯性技术领域的一个重要发展方向,是面向战术级导航需求、实现惯

基金项目:国家自然科学基金(91016019,60904091)资助项目;江苏高校优秀科技创新团队——飞行器智能导航、控制与健康管理的资助项目;江苏省高校优势学科建设工程资助项目。

修订日期:2012-08-31

通讯作者:刘建业,男,教授,博士生导师,E-mail:ljiyac@nuaa.edu.cn。

性系统的小型化和低成本的主要解决途径,在小型无人作战平台、制导武器等军事领域和移动机器人、车辆甚至消费电子类产品等民用领域都具有广阔的应用前景^[1-4]。

MEMS陀螺和加速度计是微惯性系统的核心部件,是研制高性能微惯性系统的基本因素和前提条件。近年来,MEMS陀螺和加速度计发展迅速,其性能也在不断地提高,发达国家的MEMS陀螺和加速度计分别达到了战术级导航和战略级导航的水平,与之相比,中国在MEMS惯性传感器的设计、测试、专用集成检测电路以及MEMS惯性传感器的集成化、环境适应性等方面存在较大差距^[5-6]。此外,微惯性系统的设计、算法以及惯性器件误差的有效补偿也是发挥MEMS惯性传感器性能潜力的重要因素。

南京航空航天大学导航研究中心(www.nuaanrc.com)在国内较早开展了微惯性系统技术研究,取得了多项技术成果,研制的微惯性/GPS组合导航系统应用于南京航空航天大学自主研发的微型无人飞行器,实现了微型无人飞行器的自主姿态稳定和航路导航,自主控制导航微型飞行器系统获得2008年国家科学进步二等奖。在此基础上,为解决基于MEMS-IMU的全自主微惯性姿态测量的问题,导航研究中心开展了微惯性姿态系统研究,本文主要分析阐述微惯性姿态系统对温度变化及载体运动环境适应性方面的优化设计方法。

1 微惯性姿态系统的关键技术

微惯性姿态系统主要包括3只MEMS陀螺、3只MEMS加速度计和嵌入式处理器,MEMS陀螺和MEMS加速度计内部均集成有温度传感器,传感器与处理器及相关信号调理电路通过电子器件集成的工艺构成正交配置的空间结构,实现对运动载体的实时测量与解算。微惯性系统组成示意图如图1所示,该姿态系统基于MEMS陀螺和MEMS

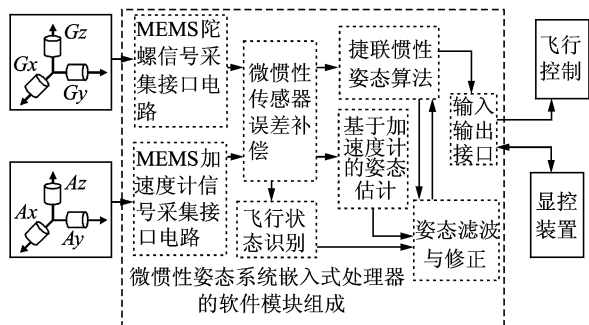


图1 微惯性姿态系统组成示意图

加速度计测量的数据,经过传感器信号采集、误差补偿环节后,进行捷联惯性姿态解算以及姿态滤波与修正,解算得到载体的姿态参数予以输出。微惯性姿态系统的基本算法可参见文献[7]。

分析微惯性系统的原理与构成,微惯性姿态系统的关键是微惯性传感器及误差补偿对温度环境的适应性和基于加速度的姿态估计与姿态滤波修正方法对载体动态环境的适应性。

1.1 MEMS惯性传感器误差建模与补偿优化

微惯性姿态系统所采用的MEMS惯性传感器的物理特性对温度变化极敏感,MEMS惯性传感器误差的温度效应显著。对多个同型号的MEMS陀螺和同型号的MEMS加速度计在温度场变化情况下进行大量实验,具有典型代表性的3只陀螺和3只加速度计的3组实验的曲线见图2,3所示。

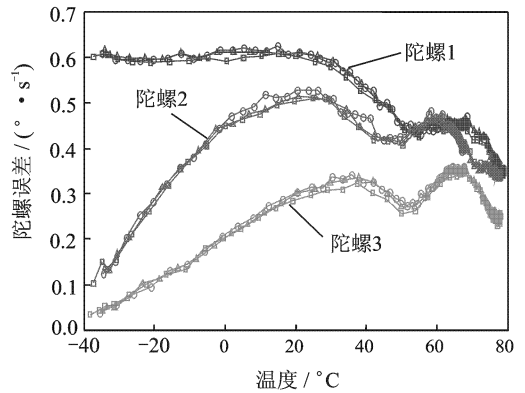


图2 MEMS陀螺温度误差曲线

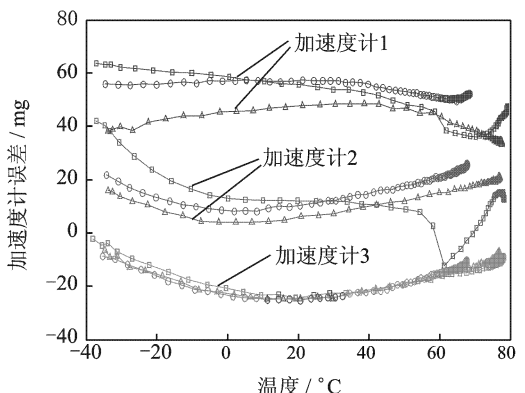


图3 MEMS加速度计误差曲线

分析实验结果可以看出,MEMS惯性传感器具有以下误差特性:

(1)MEMS惯性器件在 $-40\sim 80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的工作温度区间内,对于同一个MEMS陀螺和MEMS加速度计,温度变化引起的惯性传感器有一定的重复性,相比较而言,加速度计误差的重复性比陀螺仪

的差。

(2)同类惯性器件的不同个体之间,误差模型的形式和参数具有较大差异,个体特性显著,对一个特定的器件,误差与温度之间的非线性特性强。

为提高微惯性传感器的测量精度,设计符合MEMS 惯性传感器特性的误差优化补偿方法是改善系统性能的关键。这一过程包括:分析微惯性系统的热分布情况,优化传感器与处理器的布局及散热设计,减小因自身发热引起的微惯性系统内部温度场与其所处环境的温度场的差异;对非线性的误差进行分段线性逼近,综合传感器正交布局集成中造成的布局误差,设计误差模型分段标定方法,用于补偿角速度和加速度测量的误差。

1.2 微惯性姿态算法的载体运动环境适应性优化

微惯性姿态系统为了抑制微惯性捷联姿态算法中,因陀螺仪误差积分导致的姿态误差发散,引入了基于加速度的姿态估计及姿态滤波与修正方法,其修正条件的根本要求就是载体处于匀速直线运动和静止等稳态条件,然而在微惯性姿态系统中,对载体是否处于稳态的识别只能依赖于MEMS 惯性传感器的输出信息,这种信息利用方式使得对载体的运动状态判断又受到传感器测量误差的影响。

微惯性姿态系统实际工作中,载体稳态运动状态的识别条件需要考虑载体的机动过程下传感器测量信息与稳态条件下的一致性,并进一步综合MEMS 惯性传感器的测量误差、噪声大小、载体振动对MEMS 的影响等因素。微惯性系统算法对载体动态环境的适应性对于微惯性姿态系统能否满足应用需求至关重要,是微惯性姿态系统的关键技术。

2 微惯性姿态系统的热环境优化及误差模型标定算法优化

2.1 微惯性系统热分布分析与布局优化

MEMS 微惯性传感器与嵌入式处理器一般在同一电路板集成,紧凑的系统设计增大了电路板元件密度,减小了系统体积,但这给传感器和处理器等发热元件的散热带来不便,增加了微惯性传感器的温度场的复杂性,增加了工作环境的不确定性和MEMS 惯性传感器误差补偿的难度。因此,为提高系统性能,本文对微惯性姿态系统的不同方案的热环境进行了仿真分析、优化系统的散热设计。

2.1.1 微惯性系统热分布仿真分析

(1)分析方法与步骤

微惯性姿态系统的热分析是典型的温度场的

传热与热分布分析问题,有限元分析方法是针对这一问题进行仿真分析的主要手段。本文利用三维设计软件Pro/E,基于所选的传感器、处理器、电路元件的参数以及系统结构材料的传热参数,设计对应的基本零件及机构单元,为分析比较传感器和处理器的不同布局、主要热源器件的不同散热方式之间的差异,建立起不同布局方案对应的微惯性姿态系统的电气、结构、热力学计算机仿真模型;设定主要传感器、处理器和电路芯片的功耗等参数,划分三维网格,基于MECHANICA 有限元分析软件,进行不同方案微惯性姿态系统的热分布分析^[8-9]。

仿真分析中,取微惯性系统工作的最高温度70℃为散热分析的环境温度,所分析的微惯性姿态系统的布局及散热方案包括:

方案1 所有传感器和处理器仅考虑电路连接以及信号完整性的布局方式,传感器、处理器及各个芯片均采用空气作为传热介质。

方案2 嵌入式处理器和电源芯片等主要功耗元件通过导热硅脂材料,借微惯性姿态系统的金属外壳散热,传感器及其他芯片的传热介质为空气。

方案3 微姿态系统内部灌封导热硅脂,所有器件均以导热硅脂为传热介质。

上述3种散热方案中,系统热量最终均通过微惯性姿态系统的铝制外壳传导、辐射的方式导入微惯性姿态系统所处的环境中。

(2)仿真结果分析

对比3套设计方案分布进行热分布仿真,结果如下。方案1微惯性姿态系统的热分布如图4所示,该方案对应的热分布梯度均较大,热应力集中,热源附近温度上升幅度大,最高温度比环境温度高出16℃。其原因是微惯性系统电路板的整体散热面积较小且印刷电路板材的导热性能较低。该最高温度超过了系统中大部分元件和传感器标称的最大工作温度,3只MEMS 陀螺和3只MEMS 加速度计中仍有一组陀螺和加速度计难以找到合适的安装位置。因此,该方案不满足系统的基本工作要求。

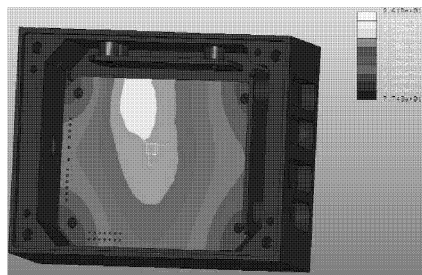


图4 方案1的热分布情况

方案2和3的微惯性姿态系统的热分布梯度均有所减小,最高温度较环境温度分别升高约为8和4℃。由于通过高导热率的硅脂将主要热源器件和所有器件的散热均传导至铝制外壳,导热性强,散热面大,这一结果为系统芯片的最优布局提供了条件。

对比方案2和3,主要差别在于导热硅脂的覆盖范围,由于方案3需要将整个系统内部进行灌封,不便于系统维修、维护。

基于仿真结果的对比分析,微惯性姿态系统采用方案2散热设计,在布局方面,将主要的热源芯片电源芯片和嵌入式处理器芯片安放在主电路板的背面,距离系统内壁在毫米量级,进一步通过导热硅脂将主要热源芯片与内壁面相连,将热量迅速导出,扩大热源的散热面积,减小电路板的温度变化。仿真结果表明,该方案可以保证所有的电子元件工作在安全的温度范围内。

2.1.2 微惯性姿态系统散热优化设计

基于方案的对比分析和优化,导航研究中心完成了微惯性姿态系统样机的研制,系统中3个单轴的陀螺仪和3个单轴的加速度计被贴装在3块正交多层电路板,安装在长方体腔内,系统体积70 mm×48 mm×25 mm,质量95 g,样机实物图如图5所示。

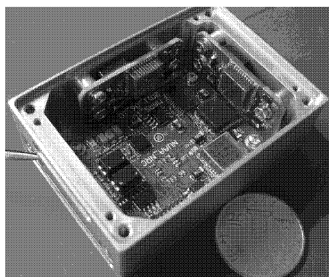


图5 微惯性姿态系统样机

通过红外测温装置对主电路板的3个主要的测试点进行了实际温度测量对比,测试点位置如图6所示。其中,五角星(测试点1)所示的区域为温升

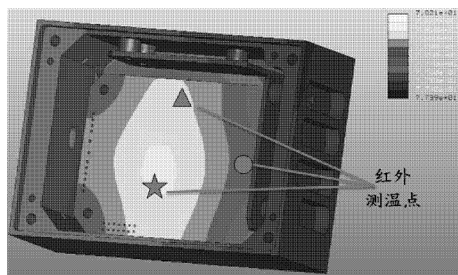


图6 测试点位置及导热硅脂条件下的热分布

最高区域,三角形(测试点2)区域为MEMS陀螺布局区域,圆形(测试点3)所示的区域为ADC及MEMS加速度计的布局区域。针对上述3个区域,分别采用红外测温计测试方案1(不带导热硅脂,短期测试)和选定方案条件下的测试点的温度情况。

试验结果如图7所示。可以看出,温度测试点的实测结果与仿真结果的温度分布基本一致。添加导热硅脂前,800 s时间内系统温度接近稳定,温升超过20℃,达到90℃,在这一条件下工作会加速器件的老化,系统可靠性降低;添加导热硅脂后,在同样的温度环境下系统300 s左右温度场就达到了稳定状态,整体温升不超过8℃。较小的温度变化,减小了同等情况下的传感器温度漂移量。

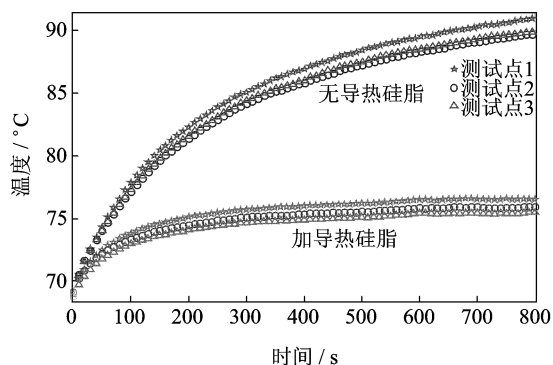


图7 添加导热片前后的温升对比曲线

2.2 MEMS 惯性传感器误差标定方法的改进

微惯性姿态系统的热分布分析与布局优化减小了自身结构对MEMS惯性传感器的工作环境的影响,在此基础上,还需要对MEMS惯性传感器的误差进行建模、实验标定,将误差模型存入微惯性姿态系统的嵌入式处理器,对MEMS惯性传感器的误差进行实时补偿。

微惯性姿态系统的MEMS惯性传感器误差包括3个MEMS陀螺和3个MEMS加速度计的零偏、标度因子误差以及三维正交配置下由传感器敏感轴向误差与器件集成工艺造成的非正交误差^[10-12]。

2.2.1 改进的微惯性传感器误差模型

考虑到MEMS惯性传感器误差的强非线性特性,需要采用分段线性处理方式,在各个温度段,MEMS惯性传感器的误差模型通式如下

$$\begin{bmatrix} N_x(T) \\ N_y(T) \\ N_z(T) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_x & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & k_y & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zy} & k_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} E_x \\ E_y \\ E_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_x(T) \\ D_y(T) \\ D_z(T) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $N_i(i \in \{x, y, z\})$ 为加速度计的实际输出; E ;

($i \in \{x, y, z\}$)为加速度计敏感轴的输入加速度; k_i ($i \in \{x, y, z\}$)为加速度计的标度因数; k_{ij} ($i \in \{x, y, z\}, j \in \{x, y, z\}, i \neq j$)为加速度计的非正交误差; D_i ($i \in \{x, y, z\}$)为加速度计的零偏; T 为温度。

式(1)所示的MEMS 惯性传感器误差模型可采用六位置法激励出标度因子矩阵和零偏向量所包含12个参数,对于整个工作温度范围为 $-40 \sim 70^\circ\text{C}$,由于进行分段(如每 5°C 为一线性段)标定,每组误差参数均对应一个温度段,且标定过程中,利用MEMS 惯性器件含有误差的实测数据和转台输出进行拟合标定,进而使得反映非正交安装误差的6个参数与每个温度下的标定因子及零偏误差高度相关。

这一模型的标定实验对标定设备要求较高,要求所用转台带有温箱,且必须一次装夹的前提下测试转台能够实现标定所需的6个位置;如果试验设备达不到要求,上述模型标定过程中,需要对其进行二次安装,还引入二次安装误差,严重影响标定精度。

鉴于传统标定方法的对设备要求高,非正交矩阵受标定过程影响严重的情况,笔者利用非正交耦合误差与温度漂移误差的不同特性,将非正交矩阵的9个参数以常温条件下测得的矩阵固化,将温度引起的其他误差一起等效为对应温度段的零偏误差,进而建立了改进的误差模型

$$\begin{bmatrix} N_x - \sigma_{xT} \\ N_y - \sigma_{yT} \\ N_z - \sigma_{zT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_x & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & k_y & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zy} & k_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} E_x \\ E_y \\ E_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

改进后的标定模型可通过一次安装在双轴高精度转台上的传统六位置标定方法,标定出系统常温下的零偏、非正交系数、标度因子参数。而将温度变化引起的传感器零偏、标度因子的变化等效为 σ_{xT} 、 σ_{yT} 和 σ_{zT} ,与温度和加速度、角速度等输入量相关的传感器的温度综合误差模型

$$\begin{aligned} \sigma_{xT} &= a_{xT} \cdot N_x^2 + b_{xT} \cdot N_x + c_{xT} \\ \sigma_{yT} &= a_{yT} \cdot N_y^2 + b_{yT} \cdot N_y + c_{yT} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\sigma_{zT} = a_{zT} \cdot N_z^2 + b_{zT} \cdot N_z + c_{zT}$$

式中 $a_{xT}, b_{xT}, c_{xT}, a_{yT}, b_{yT}, c_{yT}, a_{zT}, b_{zT}, c_{zT}$ 为不同温度段下传感器实际输出与常温情况下传感器输出差值和输入加速度之间的二阶拟合系数,在常温下这些系数为零。

2.2.2 MEMS 惯性传感器的改进快速标定方法

实验设备包括两个转台,一个带有温箱,一个不带温箱。其中不带温箱的转台可以双轴 360° 旋转,用于常温下的标定;而带温箱的转台仅内框轴可以 360° 旋转,用于温度标定试验。标定时,采用专用夹具进行固定(图8)。标定试验分为两个步骤:

(1)常温环境下对于标度因子、零偏、非正交误差系数的标定,标定采用常规的双轴高精度速率转台的六位置标定方法^[9-10]。对加速度计而言,六位置对应于地球当地重力矢量的六种姿态,对陀螺而言,则通过转台以角速度转动的激励来予以标定。

(2)温度漂移误差标定,从温度漂移误差模型可知,MEMS 惯性传感器温度漂移误差中耦合了输入轴敏感系数误差,在二阶拟合模型中,需要利用带有温箱的转台处于不同位置或者以不同的角速度转动得到误差值。

在目前试验条件下,对上述两种模型进行了标定对比。以加速度计的误差模型标定和补偿为例,对MEMS-IMU进行了标定。试验表明:常规的六位置标定虽能较好地补偿了温度漂移误差,但由于二次安装,导致其非正交误差不能准确标定,补偿后最大残差仍有30 mg;改进模型的标定方法克服了标定设备的限制,加速度计输出最大误差仅为5 mg,三轴误差的一致性较好,验证了标定模型和标定方法的有效性。

3 基于运动状态分析的姿态组合约束条件优化

3.1 飞机的典型运动状态分析

基于MEMS 加速度计输出对捷联惯性姿态进

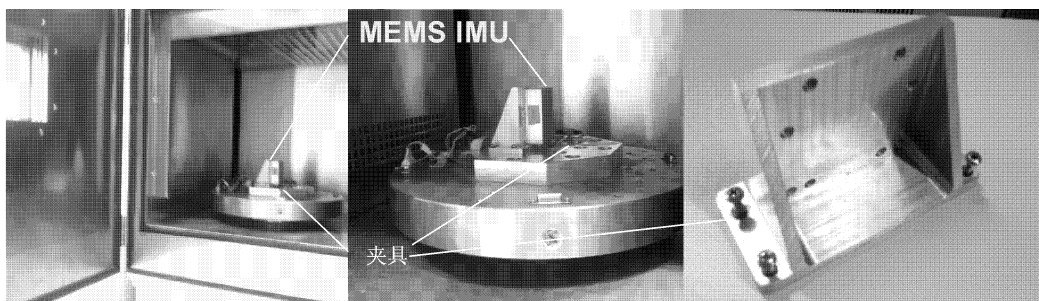


图8 MEMS-IMU 的转台夹具及安装图

行组合修正的前提条件是载体处于平稳运动状态,即运动加速度 $\dot{v}=0$ 。反之,只要存在运动加速度,就会引入姿态组合算法观测量误差。因此,在系统组合时必须依靠MEMS惯性传感器的输出,对 $\dot{v}\neq 0$ 的运动状态进行识别。根据运动状态识别结果,切断加速度计姿态信息对捷联惯性姿态误差的误修正。

基于MEMS惯性传感器输出进行 $\dot{v}\neq 0$ 运动状态的识别,需要考虑MEMS惯性传感器的误差特点,因此,只依靠加速度计输出难以达到有效识别。飞机中,典型的 $\dot{v}\neq 0$ 运动状态包括以下3种动态误差模式:(1)由外作用力产生的线加速运动;(2)角速度引起的绕载体重心的向心加速和切向加速运动;(3)飞机转弯或盘旋状态下在盘旋平面绕盘旋轴的向心加速运动。

上述3种动态误差运动模式中,线加速运动可通过加速度计测得的比力 f_b 的模与重力加速度数值之差判断;对第二种运动模式,主要出现在安装位置与载体重心不重合情况下,微惯性姿态系统的安装位置在机体坐标系中的偏移矢量为 $[d_x \ d_y \ d_z]^T$,则产生的向心加速度矢量为 $[(\omega_{ib}^{bx})^2 \sqrt{d_y^2+d_z^2} \ (\omega_{ib}^{by})^2 \sqrt{d_x^2+d_z^2} \ (\omega_{ib}^{bz})^2 \sqrt{d_x^2+d_y^2}]^T$,对应的切向加速度矢量为 $[\omega_{ib}^{bx} \sqrt{d_y^2+d_z^2} \ \omega_{ib}^{by} \sqrt{d_x^2+d_z^2} \ \omega_{ib}^{bz} \sqrt{d_x^2+d_y^2}]^T$,在偏移矢量一定的情况下,可以通过 $|\omega_{ib}^b|$ 和 $|\dot{\omega}_{ib}^b|$ 予以识别;对于第三种运动模式,设载体转弯或盘旋半径为 L ,则转弯或盘旋平面内的向心加速度为 $[0 \ ((\omega_{ib}^{by})^2 + (\omega_{ib}^{bz})^2)L \ 0]$ 。由于转弯或盘旋半径 L 无法由MEMS惯性传感器的计算得出,因此向心加速度对姿态测量的影响只能通过陀螺仪角速率予以识别。

综合上述分析,在满足

$$\begin{cases} ||f_b| - g_0| < \sigma_a \\ |\omega_{ib}^b| < \sigma_\omega \\ |\dot{\omega}_{ib}^b| < \sigma_\omega \end{cases}$$

的运动状态时,微惯性姿态系统可利用加速度计姿态对捷联惯性姿态进行修正。其中, $|f_b|$ 为加速度计测得的总加速度模; g_0 为重力加速度模; $|\omega_{ib}^b|$ 为三轴角速率的模; $|\dot{\omega}_{ib}^b|$ 为三轴角加速度模; $\sigma_a, \sigma_\omega, \sigma_\omega$ 为其对应的门限值。

3.2 姿态组合约束条件分析

姿态组合约束条件中阈值设置,可根据应用中

最大允许观测误差进行限定设置。设微惯性姿态系统的精度对姿态修正环节允许最大线加速度误差为 ξ_a ,最大允许向心加速度误差为 ξ_ω ,最大允许切向加速度误差 ξ_ω ,假设各轴机动量相当,则可以对姿态组合的约束条件进行分析计算,即上述数值对应的各种传感器测量阈值分析如下:

(1)最大 X, Y 轴线加速度 $\delta F_{bx} = \delta F_{by} =$

$$\sqrt{\frac{(\xi_a + g_z)^2 - g_z^2}{3}}, Z \text{ 轴线加速度 } \delta F_{bz} = \frac{\xi_a}{3}, \text{ 则线加}$$

速度抑制门限值 $\sigma_a = \sqrt{\delta F_{bx}^2 + \delta F_{by}^2 + \delta F_{bz}^2}$ 。

(2)最大向心加速度误差对应的 X 轴角速率

$$\delta \omega_{ib}^b = \sqrt{\frac{\xi_\omega}{\sqrt{(d_x^2 + d_y^2 + d_z^2)}}}, \text{ 而对于盘旋转弯引起的}$$

向心加速度为 $\delta \omega_L = \sqrt{\frac{\xi_\omega}{\sqrt{3}L}}$ 且 $L \gg \sqrt{d_x^2 + d_z^2}$,则

$$\delta \omega_{ib}^b \gg \delta \omega_L \text{ 取严格阈值条件得 } \sigma_\omega = \sqrt{\frac{\xi_\omega}{L}}。$$

(3)最大切向加速度误差对应的角加速度分别

$$\text{为 } \delta \dot{\omega}_{ib}^{bx} = \frac{\xi_\omega}{\sqrt{3(d_y^2 + d_z^2)}}, \delta \dot{\omega}_{ib}^{by} = \frac{\xi_\omega}{\sqrt{3(d_x^2 + d_z^2)}}, \delta \dot{\omega}_{ib}^{bz} =$$

$\frac{\xi_\omega}{\sqrt{3(d_x^2 + d_y^2)}}$ 。对飞机应用条件,微姿态模块安装位置与重心的距离一般都很小,此时角加速度的影响可忽略,特殊情况主要是 $d_x \gg d_y, d_x \gg d_z$ 的情况,此

时,取严格控制条件 $\sigma_\omega = \sqrt{3\delta \dot{\omega}_{ib}^{by}}$ 。

上述估算得到的 $\sigma_a, \sigma_\omega, \sigma_\omega$ 阈值是最严格的理论限制值,实际使用中由于传感器噪声和飞机振动的影响,即使是在稳定环境下,实际测量得到的 $||f_b| - g_0|, |\omega_{ib}^b|, |\dot{\omega}_{ib}^b|$ 也是在一定范围内波动。

为了保证稳态飞行时能够正常进入组合修正模式,则将传感器的噪声特性与理论阈值进行综合,即

$$\sigma_a = \sqrt{\delta F_{bx}^2 + \delta F_{by}^2 + \delta F_{bz}^2} + R(|f_b| - g_0)$$

$$\sigma_\omega = \sqrt{\frac{\xi_\omega}{L}} + R(|\omega_{ib}^b|)$$

$$\sigma_\omega = \sqrt{3\delta \dot{\omega}_{ib}^{by}} + R(|\dot{\omega}_{ib}^b|)$$

其中 $R(\cdot)$ 为标准差函数。

4 微惯性姿态系统环境适应性优化的试验验证

4.1 实验室内的转台转动试验

在实验室环境下,利用带有温控功能的转台对

微惯性姿态系统环境适应性验证,设置转台以最大负载能力进行摆动,同时记录转台的角位置数据和微惯性姿态系统计算得到的姿态角,摆动试验中,转台摆动幅度 80° ,最大角速度 $200^\circ/\text{s}$ 。摆动试验中, MEMS 微惯性姿态系统的敏感轴与转台的转轴同向,以横滚角测试为例,转台的角位置、微惯性姿态系统的横滚角、陀螺仪输出横滚角速度以及角速度微分得到的横滚角加速度曲线和微惯性姿态系统的横滚角误差曲线如图9所示。

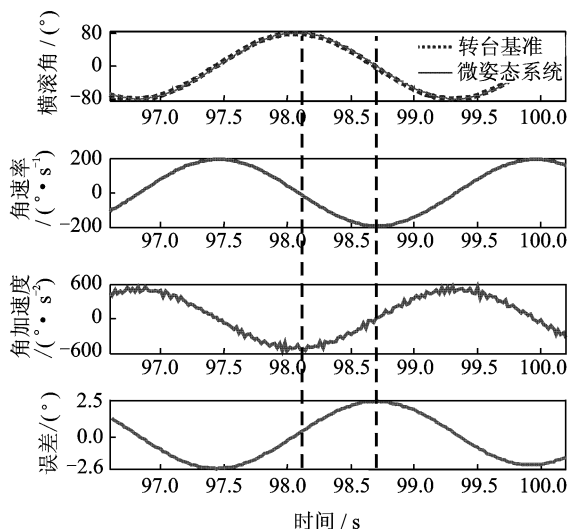


图9 微惯性姿态系统转台试验结果

转台的摆动过程是一种近似简谐角振动,转台试验的姿态曲线表明:微惯性姿态能够很好跟踪转台转动,无明显的时延误差,摆动状态下,越接近姿态为0的位置,误差值越大,最大值约为 2.6° 。这种现象主要是由于姿态为0的位置处,角速度最大,微姿态惯性系统与转台数据的采样时间不同步,相

同时的时钟偏差在角速度增大时,实测误差大,因此,在摆动的测试环境下,微惯性姿态系统的实际误差小于图中的 2.6° 。

此外,在测试环境下,微惯性姿态组合算法能够有效判别转台的运动状态,基于运动状态分析的姿态算法组合约束条件有效抑制了机动过程对载体姿态带来的误修正。

4.2 微惯性姿态系统的飞机搭载试验

为了验证微惯性姿态测量系统在飞机中应用的可行性,笔者以某新型飞机为载体,进行了微惯性姿态测量系统的飞机搭载试验。试验中,数据记录仪记录微惯性姿态测量系统解算得到的姿态角与机载惯导系统的姿态角,以飞机惯导系统输出的姿态角作为基准,考察微惯性姿态测量系统在机动过程中的性能。

试验中,飞机包括了加速起飞、减速降落、协调转弯、盘旋飞行、俯仰机动以及平稳飞行等飞行过程。目前该姿态模块的2套样机,在两架飞机中,进行了多架次的飞行试验,微惯性姿态测量系统性能稳定。基于本文的优化设计,微姿态系统能够很好地适应实际的机载环境和载机的各种机动过程。图10是一架次典型试验的结果曲线。

试验过程中,横滚角和俯仰角误差(1σ)分别为 2.3° 和 2.5° ,平稳飞行阶段、横滚角和俯仰角误差不大于 $1^\circ(1\sigma)$ 。起飞段俯仰角和滚转偏航段横滚角的跟踪效果良好,表明所设计的运动飞行状态隔离效果明显,有效地抑制了短时运动加速度对系统姿态角输出的影响。该试验结果表明了低成本微惯性系统用于飞机姿态备份系统的应用前景。

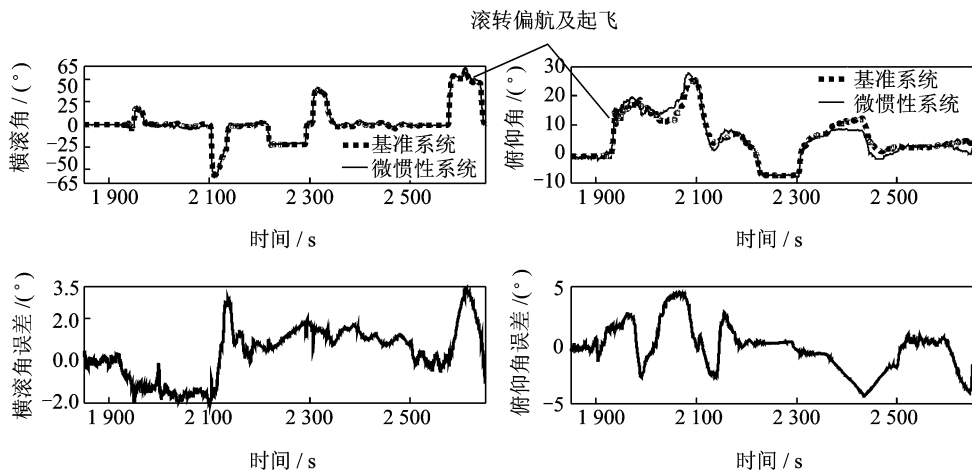


图10 姿态机动过程的态度及误差曲线

5 结束语

本文研究了微惯性姿态系统的环境适应性的优化设计问题,分析了环境因素对微惯性传感器和微惯性姿态算法的影响,利用有限元分析方法对微惯性姿态系统进行热分析,优化了系统和散热方案,优化了MEMS惯性传感器的工作环境;针对全温度区间具有较强非线性的MEMS惯性传感器误差特性,优化了误差模型和标定流程,优化了姿态算法组合的约束条件。本文完成的微惯性姿态系统进行了实验室和多次飞行试验,验证了微姿态系统对飞行环境的适应性,多架次机载试验表明了微惯性系统的性能与应用前景。

参考文献:

- [1] Barbour N M. Inertial navigation sensors[R]. NATO RTO Lecture RTO-EN-SET-116. [S. l.]: Low-Cost Navigation Sensors and Integation Technology, 2010:25-27.
- [2] Sharma A, Zaman M F, Zucher M, et al. A 0.1°/hr bias drift electronically matched tuning fork microgyroscope[C]// 2008 IEEE 21st International Conference on Micro Electro Mechanical Systems. Tucson, AZ, USA:IEEE, 2008:6-9.
- [3] Honeywell International Inc. HG1900 MEMS IMU datasheet [R]. M61-0152-000-002. [S. l.]: Honeywell, 2010:1-2.
- [4] Perlmutter M, Robin L. High-performance, low cost inertial MEMS: A market in motion[C]// 2012 IEEE/ION Position Location and Navigation Symposium (PLANS). Myrtle Beach, SC, USA:IEEE, 2012:225-229.
- [5] Tae Suk Yoo, Sung Kyung Hong, Hyok Min Yoon, et al. Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system[J]. Sensors, 2011, 11(4):3816-3830.
- [6] Shen S C, Chen C J, Huang H J, et al. Evaluation of MEMS inertial sensor module for underwater vehicle navigation application[C]// 2010 International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering (MACE). Wuhan, China: Mechanic Automation and Control Engineering (MACE), 2010: 3807-3810.
- [7] 李荣冰, 刘建业, 段方, 等. MEMS-INS 微型飞行器姿态确定系统的实现研究[J]. 应用科学学报, 2006, 24(6):618-621.
Li Rongbing, Liu Jianye, Duan Fang, et al. Attitude determination of miniature air vechile based on MEMS INS[J]. Journal of Applied Sciences, 2006, 24(6):618-621.
- [8] Sabry M N. Compact thermal models for electronic systems[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies, 2003, 26(1):179-185.
- [9] 门秀花, 李舜酩. 温度变化对振动信号传输的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(1):16-20.
Men Xiuhua, Li Shunming. Simulating analysis of vibrated signal transmission in changing temperature environment[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(1):16-20.
- [10] 蔡春龙, 刘翼, 刘一薇. MEMS 仪表惯性组合导航系统发展现状与趋势[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(10):563-567.
Cai Chunlong, Liu Yi, Liu Yiwei. Status quo and trend of inertial integrated navigation system based on MEMS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(10):563-567.
- [11] Quinchia A G, Ferrer C, Falco G, et al. Analysis and modelling of MEMS inertial measurement unit [C]// 2012 International Conference on Localization and GNSS (ICL-GNSS). Starnberg, Germany: International Conference on Localization and GNSS (ICL-GNSS), 2012:1-7.
- [12] Gross J, Gu Y, Napolitano M R. A systematic approach for extended Kalman filter tuning and low-cost inertial sensor calibration within a GPS/INS application [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto, Canada: AIAA, 2010:7759-7761.