

文章编号: 1672-8785(2018)01-0008-11

## 线阵红外地球敏感器算法设计

孔晓健 周士兵

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083)

**摘 要:** 在对卫星或飞行器进行姿态控制时, 需用敏感器进行姿态测量。红外地球敏感器通过测量局地垂线获得姿态信息。根据线阵红外地球敏感器产品的特点进行算法设计, 通过像元细分的方式提高测量精度, 通过多工作模式选择的方式拓展应用环境。在产品上落实软件设计和实现, 并进行测试。测试结果表明, 该算法具有提高测量精度和增加使用环境可适应性等特点, 对于地球敏感器适应微小卫星发展、提供高精度姿态以及实现天文导航等具有重要的推进作用。

**关键词:** 光学敏感器; 红外地球敏感器; 姿态测量

**中图分类号:** TN98 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2018.01.002

### Design of Algorithm for Linear-array-infrared Earth Sensor

KONG Xiao-jian, ZHOU Shi-bing

(Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China)

**Abstract:** When the attitude of a satellite or a flight vehicle is to be controlled, attitude measurement should be carried out by a sensor. Infrared earth sensors can obtain the attitude information by measuring local vertical lines. According to the characteristics of a linear-array infrared earth sensor, an algorithm is designed. In the algorithm, the measurement accuracy is improved through the subdivision of pixels and the application environment is expanded through the selection of multi operating modes. Software design and test are implemented on the product. The test results show that the algorithm has the characteristics of improving measurement accuracy and enhancing the adaptability to operating environment. It has an important promotion function for adapting earth sensors to the development of microsattellites, providing high accuracy attitude and implementing celestial navigation etc.

**Key words:** optical sensor; infrared earth sensor; measure of attitude measurement

## 0 引言

飞行器的控制系统一般由敏感器、控制器和执行机构三部分组成, 其中敏感器可用以测量某些绝对或相对的物理量。常用的姿态敏感

器有陀螺、加速度计、磁强计、地球敏感器、太阳敏感器和星敏感器等。

通过测量地球, 红外地球敏感器可确定飞行器的姿态信息<sup>[1]</sup>。红外地球敏感器因工作

收稿日期: 2017-11-07

作者简介: 孔晓健(1991-), 男, 浙江杭州人, 本科, 主要从事飞行器姿态敏感器、天文导航及其相关领域的研究。E-mail: kongxiaojian@mail.sitp.ac.cn

简单、可靠性高而被广泛使用, 是卫星姿控系统不可或缺的平台单机设备。

据相关统计, 国内外已研发出多种扫描式红外地球敏感器<sup>[2]</sup>, 这些敏感器具备飞行经验, 精度可达到  $0.05^\circ$ 。该系列产品的设计寿命大于 5 年, 但转动部件会影响其可靠性。此外, 其功耗普遍大于 7 W, 质量、体积也很大。

近年来, 国内外各研究单位已利用线阵或面阵探测器研制出两类静态红外地球敏感器, 并根据其特征分别应用中低轨小卫星<sup>[3]</sup>或高轨卫星上。静态红外地球敏感器无扫描机构, 具有体积小、重量轻等优点。其中, 面阵红外地球敏感器的测量精度可优于  $0.03^\circ$ , 但研发成本较高, 研制周期较长, 质量仍大于 3 kg, 最大功率超过 5 W, 并且需要额外增加探测器的温度控制功能。

为了适应当前航天发展<sup>[4]</sup>和商业航天运行模式, 特别是中低轨小卫星组网的趋势, 红外地球敏感器应具备低功耗、小体积、轻质量和高精度的特点。基于此, 中科院上海技术物理研究所优化现有的产品设计, 大幅度提高了红外地球敏感器的测量精度、大幅度减轻了其质量, 同时大大降低了研发成本、缩短了研制周期。近期该产品将作为平台主控设备应用于微小卫星, 进行在轨飞行。

## 1 系统概述

本文所述的红外地球敏感器由光学、结构和电子学模块三部分组成。

光学部分包括透镜和滤光片。理论分析和实际型号应用结果表明, 最合适的光学波段是以  $15\ \mu\text{m}$  为中心的  $\text{CO}_2$  吸收带。因此, 设计的滤光片光谱通带为  $14\sim 16.25\ \mu\text{m}$ 。

电子学部分由电源滤波电路、前置放大电路、积分处理电路和信息处理电路等组成。电源滤波电路除提供所需电压外, 还用于浪涌抑制和短路保护电路; 前置放大电路、积分处理电路和信息处理电路依次在完成对探测器信号的采集、处理和解算后向星务计算机提供相应信息。

结构部分由探头和箱体组成, 设计时按“X”结构对称<sup>[5]</sup>排列 4 个探头, 每个探头由光学系统和探测器组成, 探测器位于光学系统焦平面上。

在航天器飞行过程中, 其姿态滚动角、俯仰角或者飞行高度的变化都会影响地平圆<sup>[6]</sup>的变化。红外地球敏感器通过探测器和后端电路检测地平圆 4 个方位的地球红外辐射能量, 并应用处理电路和相应软件算法解算确定对应 4 个点的方位角位置, 由此得到航天器相对于地球局地垂线的俯仰角和滚动角。

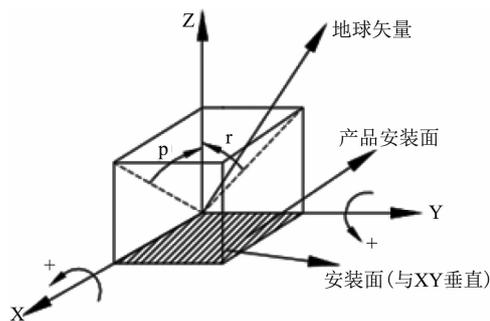


图 1 地球敏感器姿态偏差角的定义

根据图 1 定义红外地球敏感器的坐标系。定义滚动角  $r$  为地球矢量在  $OYZ$  平面上的投影与  $OZ$  轴的夹角, 俯仰角  $p$  为地球矢量在  $OXZ$  平面上的投影与  $OZ$  轴的夹角。其极性分别定义如下:

滚动角  $r$ : 面对  $OX$  轴, 从零位开始绕  $OX$  轴逆时针转动单机时, 输出滚动角为正, 反之为负。如图 1 中的地球矢量,  $r$  为正角度。

俯仰角  $p$ : 面对  $OY$  轴, 从零位开始绕  $OY$  轴逆时针转动单机时, 输出俯仰角为正, 反之为负。如图 1 中示例的地球矢量,  $p$  为负角度。

## 2 算法说明

### 2.1 姿态解算算法

按图 2 方式对红外地球敏感器各探测器排列布局。探头 A 位于  $X$  轴与  $Y$  轴之间, A、B、C、D 四个探头绕着  $Z$  轴顺时针分布, 与  $X$  轴和  $Y$  轴的夹角分别为  $45^\circ$ , 相邻两个探头光轴的夹角为  $90^\circ$ 。对角两个探头的轴线张角  $\theta_0$ 。

可根据设计适用的标称轨道地心距  $H_0$  而定，解算方法为

$$\theta_0 = 2 \times \arcsin \frac{R_e + h_{CO_2}}{H_0} \quad (1)$$

式中， $R_e$  为地球半径，取值 6371 km； $h_{CO_2}$  为地球大气  $CO_2$  吸收带的中心位置，取值 40 km。

当飞行应用需要考虑地球为非标准球体时，应根据飞行轨道状态计算各个探头实际探测的地球边界点对应的地球半径  $R_e$ ，并将其代入式(1)中进行补偿。

当飞行应用需要考虑地球红外辐射的非均匀性时，应根据不同纬度、不同季节对地球大气  $CO_2$  吸收带进行建模，获得准确的中心位置  $h_{CO_2}$ ，并将其代入式(1)中进行补偿。

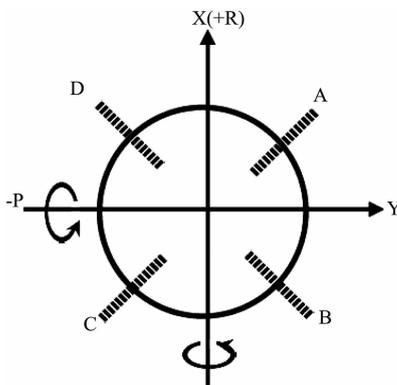


图 2 线阵红外地球敏感器探测器的排列布局

设计红外地球敏感器内部探测器使用的像元数为  $N$ ，第 0 元对着太空，第  $N-1$  元对着地球。标称轨道零姿态时，各镜头的主光轴应对应探测器像元的最中间处。理论上，各探头零位  $A_0$ 、 $B_0$ 、 $C_0$ 、 $D_0$  相同。红外地球敏感器在实际研制、装配过程中会产生偏差，需根据应用轨道对各探头分别进行标定<sup>[7]</sup>。

$$A_0 + C_0 - 2 \leq A + C \leq A_0 + C_0 + 2 \quad (2)$$

$$B_0 + D_0 - 2 \leq B + D \leq B_0 + D_0 + 2 \quad (3)$$

根据红外地球敏感器各探头输出的太阳出现指示标志、通道有效性标志和对角探头数据判据(参见式(2)~(3))，判断各探头地平圆边界位置数据是否有效，从而根据不同工作模式进行俯仰角  $p$  和滚动角  $r$  的计算：

(a) 工作模式 0 (无轨道模式)：A、B、C、D 探头的的数据均有效，但未知飞行轨道高度时，计算方法为

$$p = \frac{1}{2\sqrt{2}}(A - B - C + D) * \theta \quad (4)$$

$$r = \frac{1}{2\sqrt{2}}(-A - B + C + D) * \theta \quad (5)$$

该工作模式下，红外地球敏感器可利用对角探头测量弦宽值的方式，按照式(6)完成当前轨道地心距  $h$  的解算。

$h =$

$$\frac{R_e + h_{CO_2}}{\sin\left[\frac{N\theta}{2} + \arcsin \frac{R_e + h_{CO_2}}{H_0} - \frac{A + B + C + D}{4}\right]} \quad (6)$$

(b) 工作模式 1 (4/4 模式)：A、B、C、D 探头的的数据均有效，且已知飞行轨道高度时，计算方法为

$$p = \frac{1}{2\sqrt{2}}[(A - A_0) - (B - B_0) - (C - C_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (7)$$

$$r = \frac{1}{2\sqrt{2}}[-(A - A_0) - (B - B_0) + (C - C_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (8)$$

(c) 工作模式 2 (3/4 模式)：仅 A、B、C 探头的的数据有效，且已知飞行轨道高度时，计算方法为

$$p = -\frac{\sqrt{2}}{2}[(A - A_0) + (B - B_0) + 2 * (C - C_0)] * \theta \quad (9)$$

$$r = -\frac{\sqrt{2}}{2}[2 * (A - A_0) + (B - B_0) + (C - C_0)] * \theta \quad (10)$$

(d) 工作模式 3 (3/4 模式)：仅 A、B、D 探头的的数据有效，且已知飞行轨道高度时，计算方法为

$$p = \frac{\sqrt{2}}{2}[(A - A_0) + (B - B_0) + 2 * (D - D_0)] * \theta \quad (11)$$

$$r = -\frac{\sqrt{2}}{2} [(A - A_0) + 2 * (B - B_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (12)$$

(e) 工作模式 4(3/4 模式): 仅 A、C、D 探头数据有效, 且已知飞行轨道高度时, 计算方法为

$$p = \frac{\sqrt{2}}{2} [2 * (A - A_0) + (C - C_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (13)$$

$$r = \frac{\sqrt{2}}{2} [(A - A_0) + 2 * (C - C_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (14)$$

(f) 工作模式 5(3/4 模式): 仅 B、C、D 探头的数据有效, 且已知飞行轨道高度时, 计算方法为

$$p = -\frac{\sqrt{2}}{2} [2 * (B - B_0) + (C - C_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (15)$$

$$r = \frac{\sqrt{2}}{2} [(B - B_0) + (C - C_0) + 2 * (D - D_0)] * \theta \quad (16)$$

(g) 工作模式 6(2/4 模式): 仅 A、B 探头的数据有效, 且已知飞行轨道高度时, 计算方法为

$$p = \frac{\sqrt{2}}{2} [(A - A_0) - (B - B_0)] * \theta \quad (17)$$

$$r = -\frac{\sqrt{2}}{2} [(A - A_0) + (B - B_0)] * \theta \quad (18)$$

(h) 工作模式 7(2/4 模式): 仅 B、C 探头的数据有效, 且已知飞行轨道高度时, 计算方法为

$$p = -\frac{\sqrt{2}}{2} [(B - B_0) + (C - C_0)] * \theta \quad (19)$$

$$r = -\frac{\sqrt{2}}{2} [(B - B_0) - (C - C_0)] * \theta \quad (20)$$

(i) 工作模式 8(2/4 模式): 仅 C、D 探头的数据有效, 且已知飞行轨道高度时, 计算方法为

$$p = -\frac{\sqrt{2}}{2} [(C - C_0) - (D - D_0)] * \theta \quad (21)$$

$$r = \frac{\sqrt{2}}{2} [(C - C_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (22)$$

(j) 工作模式 9(2/4 模式): 仅 A、D 探头的数据有效, 且已知飞行轨道高度时, 计算方法为

$$p = \frac{\sqrt{2}}{2} [(A - A_0) + (D - D_0)] * \theta \quad (23)$$

$$r = -\frac{\sqrt{2}}{2} [(A - A_0) - (D - D_0)] * \theta \quad (24)$$

## 2.2 边界位置解算算法

理论认为, CO<sub>2</sub> 吸收带的辐射从 20 km 高度延伸到 60 km 过度到零。

假设近似认为地平图象空间函数是一维函数  $f(x)$ , 如式(25), 曲线如图 3 所示。经过光学系统弥散后, 曲线  $f(x)$  变换成曲线  $f'(x)$ 。

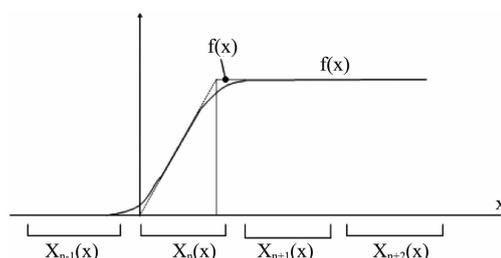


图 3 探测器像函数离散值图

$$f(x) = \begin{cases} 0 & x \leq 0 \\ \frac{x}{\Delta\theta} & 0 \leq x \leq \Delta\theta \\ 1 & x \geq \Delta\theta \end{cases} \quad (25)$$

探测器通过对像函数分阶段积分得到一系列离散值, 如图 3 所示。设第  $i$  个探测器的取样函数为  $S_i(x)$ , 则输出序列函数为

$$V_i(\varphi) = \int f'(x - \varphi) S_i(x) dx \quad (26)$$

依次连续取 2 个像元, 计算其差值。当该差值为最大且大于一定阈值时, 则认为地平圆边界位置在该 2 个像元间。典型情况如图 4 所示。

在不考虑探测器像元存在不一致的情况时, 根据初判位置, 以该 2 个像元数值进行计算拟合, 获得直线方程。细分地平圆边界位置时, 只需要取最大灰度差值的 50% 对应数

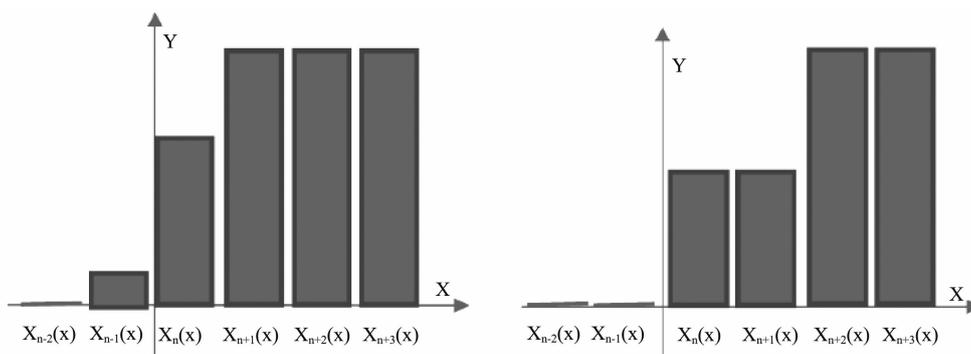


图4 探测器输出序列函数的典型图例

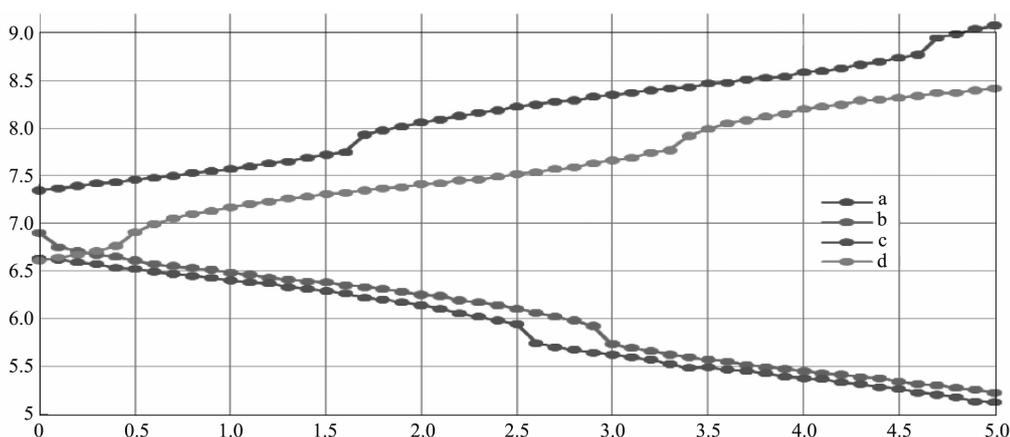


图5 各探头边界位置与俯仰角的关系

值，并将其代入直线方程解算即可。

### 2.3 边界位置变化非线性分析

应用基于2.2节所述的边界位置解算算法，进行单镜头扫描试验。将红外地球敏感器放在地球模拟系统内，以一定间隔从 $0^\circ \sim 5^\circ$ 设置俯仰角（滚动角为 $0^\circ$ ），得到图5的曲线。横坐标为俯仰角，单位为 $^\circ$ ，纵坐标为地球边界，单位为个像元。根据卫星姿态角与地球边界位置的关系，该试验相当于以间隔约0.0353个像元扫过每个镜头大约1.768个像元的范围。

分析认为，在各个镜头线性扫过一个像元的过程中，实测边界位置并不随之变化，但各个镜头的变化情况基本一致。在镜头连续扫过不同像元时，出现了周期性的变化。

用单个镜头观测地平边界位置移动的过程，实际表现为探测器接收到辐射情况的变化，相当于辐射能量曲线的平移。

以太空为冷背景，地球为热背景，冷热背景之间在一定宽度的能量变化过渡带。假设冷、热背景的能量始终保持不变，而过渡带变化理想为线性，只考虑其过渡带的长度带来的影响。对以下3种理想情况进行分析，其中，不考虑处于边缘视场时过渡带落入中间视场、相邻像元足够多的情况。

(1) 假设能量变化过渡带宽度正好等于一个像元的宽度：

假设实际像元边界位置位于 $n + 0.5 + x$ ，那么由边界位置解算算法引起的偏差（纵坐标，单位：个像元）与在一个像元内的位移 $x$ （横坐标，单位：个像元）之间的关系如图6所示。

(2) 假设能量变化过渡带的宽度介于1~2个像元的宽度之间：

假设实际像元边界位置位于 $n + x + \frac{1}{2}$ ，那么由边界位置解算算法引起的偏差（纵坐标，

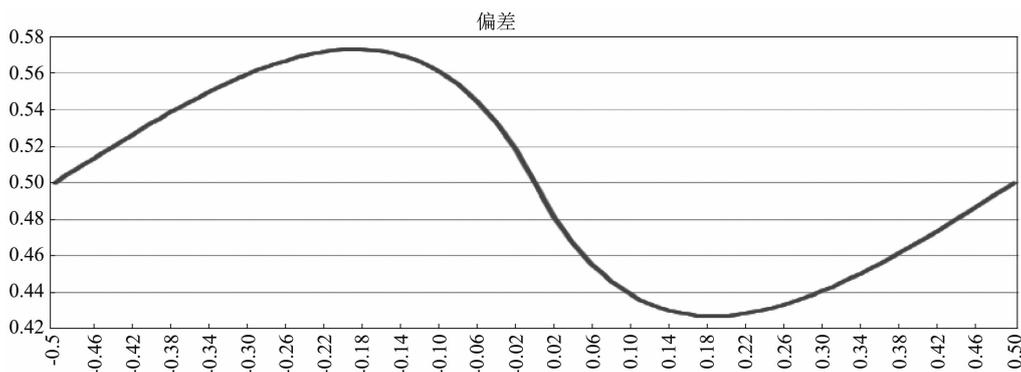


图 6 理想情况(1)偏差与位置的关系

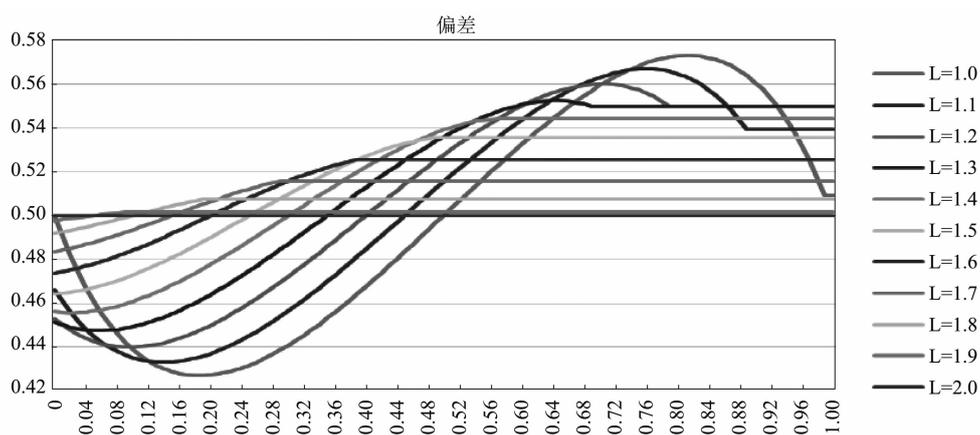


图 7 理想情况(2)偏差与位置的关系

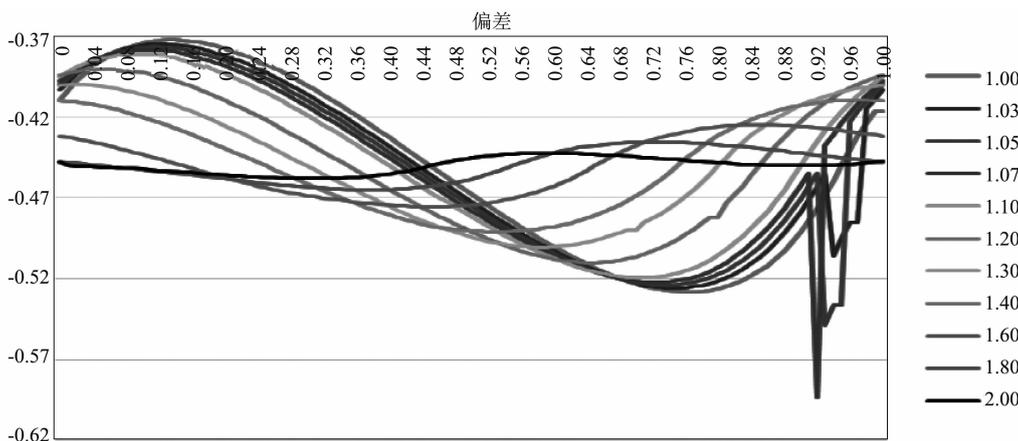


图 8 理想情况(3)偏差与位置的关系

单位: 个像元)与在一个像元内的位移  $x$ (横坐标, 单位: 个像元)之间的关系如图 7 所示。图 7 中选取了能量变化过渡带的宽度分别为 1.0、1.1、1.2、 $\dots$ 、1.9、2.0 共 11 组数据。

(3) 在(2)的基础上, 考虑探测器像元间视场存在 10% 的间隙, 并假设间隙右对齐:

假设实际像元边界位置位于  $n+x+1/2$ , 那么由边界位置解算算法引起的偏差(纵坐标, 单位: 个像元)与在一个像元内的位移  $x$ (横坐标, 单位: 个像元)之间的关系如图 8 所示。图 8 中选取了较典型的 11 组数据, 能量变化过渡带的宽度分别为 1.0、1.03、1.05、

1.07、1.1、1.2、1.3、1.4、1.6、1.8、2.0。

根据以上分析,在未考虑光学镜头带来的畸变、探测器接收辐射量的一致性等因素的情况下,可知像元位移的非线性偏差与冷、热背景能量及其差值无关,与能量变化过渡带的宽度有一定关系。

通过光学调焦工艺能够控制能量变化过渡带的宽度大小。选取合适的焦距可控制偏差曲线的具体轮廓形式。通过对各个镜头检测的边界位置进行线性标定,可补偿非线性引起的解算误差。同时,该标定过程适用于镜头的所有视场、探测器的所有像元,也可解决由光学镜头的畸变、探测器接收辐射量不一致而带来的误差。

### 3 设计实现

基于小型化、轻量化的设计要求,红外地球敏感器的单机内部使用一片 FPGA 芯片,以完成内部控制和四个探头的边界位置解算。红外地球敏感器在解算完成后将各探头的边界位置及指示信号传输至星务计算机。计算机 CPU 芯片内部声明一个“地敏预处理”函数,完成姿态的解算。

以下提供一种参考设计实现方案,具体应用实施时可根据卫星姿控分系统实际的使用环

境进行适应性调整。

#### 3.1 FPGA 设计方案

红外地球敏感器内部软件在计算边界位置时,需要依次重复  $n-1$  遍,以完成  $n$  个像元的判读。每次判读时,需获取连续 6 个像元的数据。选择这 6 个像元中最中间两个像元的数据,计算其差值。当差值达到最大时,认为这 2 个像元的间隔就是边界位置。边界位置的整数部分即为这 2 个像元前一个的标号,边界位置的小数部分需按照 2.2 节的除法计算获得。

为了提高 FPGA 进行小数部分计算的准确性,采用 16 位无符号数存储除法运算的被除数和除数。当被除数和除数过小时,可适当将被除数和除数等倍扩大。除法运算的计算过程选用二分逼近判断法。初始时,置运算结果为 0。每次判断时,如果被除数大于除数的二分之一,则将运算结果左移一位,舍其最高位,并添其最低位为 1;否则将运算结果左移一位,舍其最高位,并添其最低位为 0。如此循环 8 次,可获得具有 8 位有效数字的小数部分。

该方法已经过计算机 matlab 软件仿真验证,如图 9 所示。图中各曲线分别是在除数从 2 变至 255、被除数从 0 变至 255 时计算获得

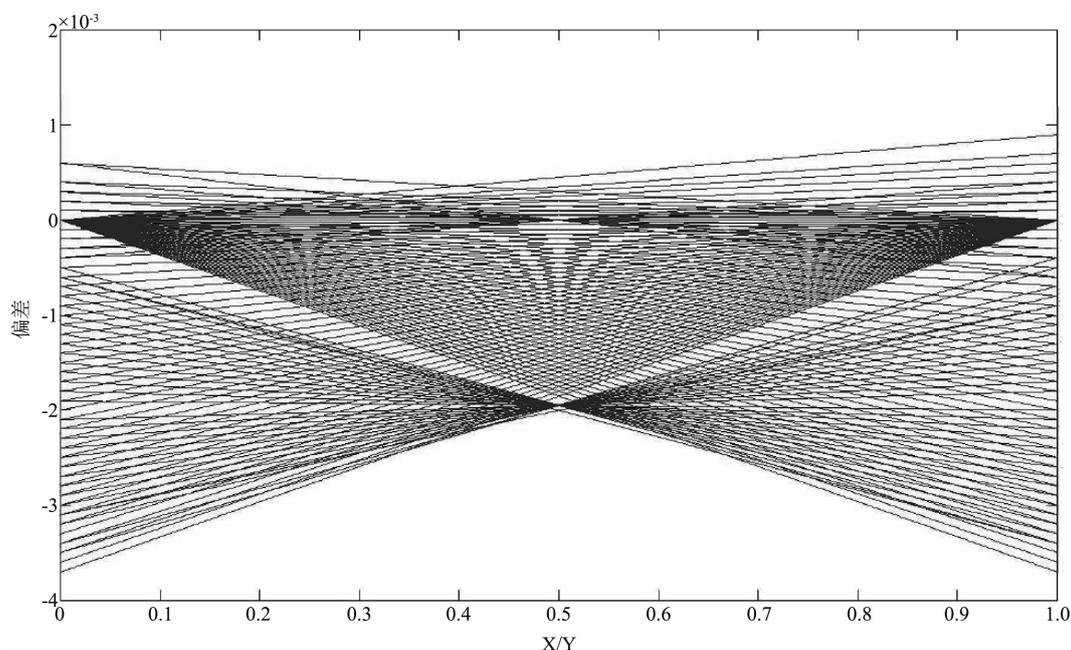


图 9 小数部分的计算偏差

的小数部分的偏差。图中横坐标为理论计算结果, 纵坐标为本计算方法引起的计算偏差。仿真结果表明, 计算引起的误差不大于 0.0039。通过分析可知, 误差主要来源于小数部分的位数精度。若提高了小数部分位数, 则可降低该误差的大小。

此外, 在一个周期时间内依次对每个像元数据进行判读, 可完成各类标志信号的判断, 从而向外输出太阳出现指示标志、通道有效性标志等。

FPGA 芯片选用 Actel 公司的 A54SX72 反熔丝型器件, 内部资源为 72000 门电路。本设计方案仅采用无符号加减法和移位运算, 实现简单, 无需缓存所有像元探测器数据, 可节省资源。对 FPGA 软件进行静态的分析表明, 算法实际占用资源 31.20%, 处理时间小于 24 个系统时钟。

### 3.2 边界位置线性标定方案

利用地球模拟系统或者标准黑体, 分别针对每个探头进行边界位置的线性标定。

标定的修正公式形式为

$$f(x) = a_1 x^2 + a_2 x + a_3 + b_1 \sin(2\pi(x - b_2)) \quad (27)$$

设计的标定方案如下:

以红外地球敏感器探头能够正常检测到的冷热边界为初始转动基准, 以适当角度为转动间隔设置该镜头的位置, 遍历该镜头所有位置。在每个位置上, 由测试软件完成数据获取和解算。记录该镜头的位置  $X$  和获取的平均边界位置  $\bar{Y}$ 。

以镜头位置  $X$  为横坐标, 以平均边界位置为纵坐标作图, 并对其进行线性拟合。根据获得的拟合曲线及方程  $f_1(X)$ , 计算镜头位置  $X$  对应的理想边界位置  $Y_0 = f_1(X)$  和非线性误差项  $Y_0 - \bar{Y}$ 。

以平均边界位置  $\bar{Y}$  为横坐标, 以非线性误差项  $Y_0 - \bar{Y}$  为纵坐标作图, 并对其二次函数进行拟合, 获得的拟合函数参数依次对应于修正式(27)中的参数  $a_1$ 、 $a_2-1$ 、 $a_3$ 。

以平均边界位置  $\bar{Y}$  为横坐标, 以正弦误差项  $Y_0 - a_1 \bar{Y} - a_2 \bar{Y} - a_3$  为纵坐标, 作图, 并对其正弦函数拟合, 选取适当的幅度  $b_1$  和相位  $b_2$ , 使所有组数据的拟合误差  $Y_0 - a_1 \bar{Y} - a_2 \bar{Y} - a_3 - b_1 \sin(2\pi(\bar{Y} - b_2))$  的平方平均值减至最小。

至此, 确定式(27)中的 5 个参数。

### 3.3 嵌入式处理器软件设计方案

在星务计算机的嵌入式软件内声明一个函数, 用以完成红外地球敏感器数据采集的预处理。该函数的功能是对红外地球敏感器输出的遥测数据进行预处理, 完成状态判断、参数修正, 最终输出姿态信息。

函数输入包括边界检出标志、通道有效标志、太阳出现标志、屏蔽标志、边界位置、卫星轨道高度等信息。函数输出包括姿态角、姿态解算工作模式等信息。此外, 函数还需要通过红外地球敏感器地面标定得到的各类参数。

函数顺序包括四个部分。

第一部分, 首先判断是否能获得卫星轨道高度参数且轨道参数满足使用范围。当满足以上条件时, 根据标定参数计算各通道在飞行轨道  $h$  下零姿态 ( $p=0^\circ$ 、 $r=0^\circ$ ) 时的零位, 否则置轨道参数无效。

第二部分是判断各探头边界位置数据的状态。当检测到红外地球敏感器数据更新后, 判断通道检出标志为检出、屏蔽标志为未屏蔽时, 同时判断满足公式(2)~(3)或通道有效和无太阳出现指示时, 才认为边界位置状态有效, 并完成原始边界位置的修正。否则, 均认为边界位置状态无效。

第三部分是按照第一、第二部分的判断对红外地球敏感器的工作模式进行逻辑选择。根据姿控分系统的工作状态, 可选择禁用 3/4 模式(即工作模式 2~5)、2/4 模式(即工作模式 6~9)、未知轨道模式(即工作模式 0)。

第四部分是工作模式算法, 根据逻辑判读, 按照式(4)~(24)得到红外地球敏感器单机坐标系相对轨道坐标系的俯仰角和滚动角。

在未知轨道模式下输出轨道参数。

#### 4 验证分析

红外地球敏感器测试系统除通用设备外,还包括地球模拟系统和地敏单元测试设备。地球模拟系统可提供光信号激励模拟测试条件,地敏单元测试设备可提供电信号激励模拟测试条件。测试组利用地敏单元测试设备进行了数据采集处理,并对红外地球敏感器的性能判读进行了验证测试。

验证测试前,按照 3.2 标定方案对红外地球敏感器进行了地面标定。获得的标定参数对四个探头边界位置非线性修正情况如图 10 所示。横坐标为边界位置,单位为个像元,纵坐标为修正项,单位为个像元,最大幅度约为±0.1 个像元。修正后,四个探头残留偏差的标准差均小于 0.01 个像元。

设置地球模拟器控制器,进行光信号激励测试。在标称轨道 900 km 的飞行高度下,输入俯仰角和滚动角。其中,输入的俯仰角和滚动角的覆盖测量范围为±16°。

测试详细数据见表 1,噪声等效角  $3\sigma$  小于  $0.035^\circ$ ,测量偏差小于  $0.03^\circ$ 。

对红外地球敏感器进行可靠性试验和环境模拟试验,包括高温老练、高低温温度循环、热真空温度循环等,主要考察其在真空环境、

温度交变状态下的单机性能。试验过程中,使用地敏单元测试设备恒定设置姿态定值(俯仰角  $5^\circ$ ,滚动角  $2^\circ$ )。

对单机进行持续的性能监测,测试软件的界面如图 11 所示。测试数据表明,红外地球敏感器的噪声等效角  $3\sigma$  小于  $0.03^\circ$ ,测量偏差小于  $0.02^\circ$ 。

在不同轨道高度(500 km、700 km、900 km、1200 km,其中 900 km 是设计标称轨道)下,分别进行姿态测量,正常模式、扩展模式(非工作模式 1)的测试结果见表 2。测试结果表明,非标称轨道下使用时,扩展模式下可有效增加姿态的测量范围。

表 2 通过对比不同工作模式的测试结果可知,测量精度在工作模式为 4/4 模式时最高,其次为 2/4 模式,3/4 模式时工作状态性能较差。

假设各探头边界位置解算引起的误差依次为  $\Delta A$ 、 $\Delta B$ 、 $\Delta C$  和  $\Delta D$ ,在不考虑其他因素引起的误差情况下,各工作模式的误差项见表 3。

结合实际测量情况,分析认为:

在不考虑其他误差引入,同时认为各探头边界位置解算引起的误差差异不大时,3/4 模式工作的计算公式的引入误差近乎是其他两种工作模式的 2 倍。因此,3/4 模式的性能状态是所有工作模式中较差的。

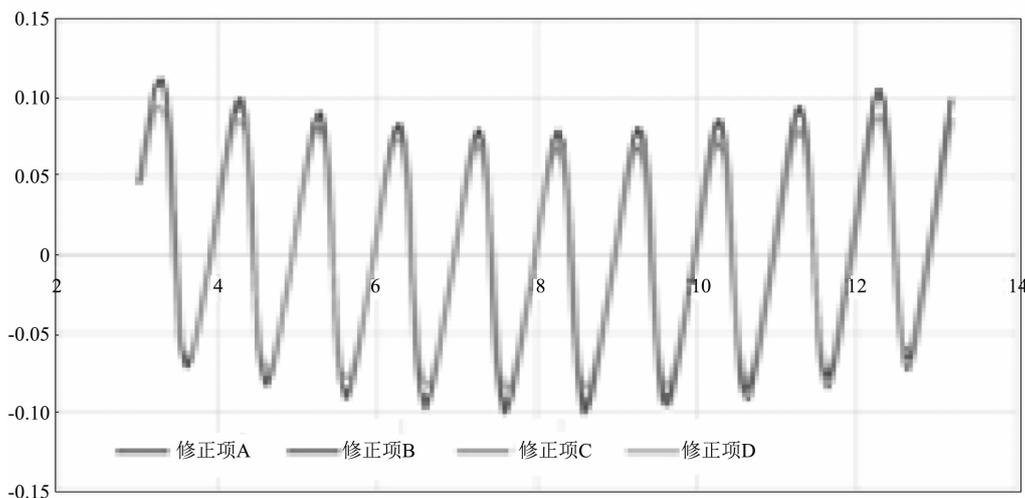


图 10 实测标定后的修正情况

表 1 标称轨道 900 km 下的姿态精度测试

输入值		输出值			
俯仰角 P	滚动角 R	俯仰角 P	俯仰角 $3\sigma$	滚动角 R	滚动角 $3\sigma$
0	0	-0.025	0.025	-0.017	0.020
0.5	0.5	0.480	0.022	0.488	0.023
0.5	-0.5	0.487	0.021	-0.508	0.016
-0.5	-0.5	-0.505	0.018	-0.496	0.014
-0.5	0.5	-0.488	0.017	0.476	0.014
1	1	1.008	0.015	1.008	0.009
1	-1	0.989	0.028	-1.008	0.020
-1	-1	-1.003	0.013	-1.000	0.023
-1	1	-1.003	0.019	0.982	0.021
3	3	2.995	0.023	3.002	0.031
3	-3	2.982	0.023	-2.991	0.027
-3	-3	-2.987	0.014	-2.975	0.013
-3	3	-3.000	0.028	2.984	0.032
16	0	16.018	0.007	0.000	0.008
-16	0	-16.019	0.016	0.008	0.012
0	16	-0.002	0.018	16.023	0.024
0	-16	-0.004	0.020	-16.017	0.026

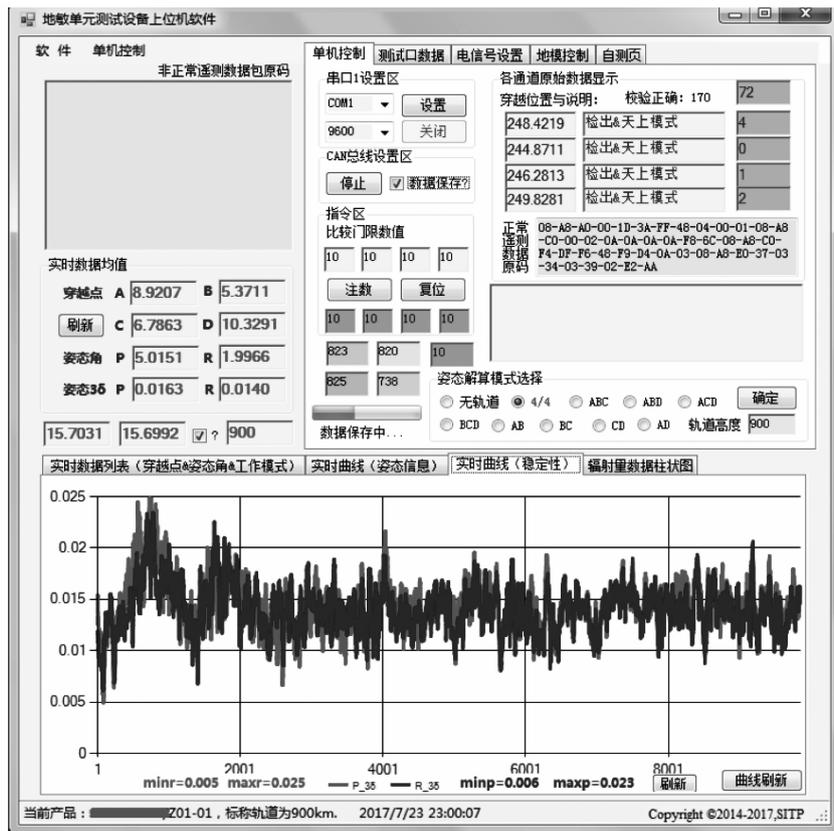


图 11 红外地球敏感器性能监测界面

表 2 不同轨道下的工作性能情况

轨道高度	正常模式	扩展模式
1200 km	±12°	±21°
900 km	±16°	±16°
700 km	±11°	±22°
500 km	±6°	±27°

2/4 模式与 4/4 模式工作的计算公式引入的误差近乎相似, 但 2/4 模式只采用了两个探头的信息, 而 4/4 模式采用了四个探头的信息, 冗余计算使得工作模式为 4/4 模式时工作状态性能最好。测量一定姿态状态时, 每个探头相对其零位均发生了一定位移。4/4 模式下, 因对称关系可更有效消除偏差。这个现象也可指导标定过程, 要求各探头的离焦状态、零位状态尽可能一致。

## 5 结语

本文设计的用于新型线阵红外地球敏感器的算法具有提高测量精度、增加使用环境可适应性等特点。在中科院上海技术物理研究所某型号红

外地球敏感器的研制过程中, 落实了本文算法。测试结果证明, 设计的红外地球敏感器的质量不大于 700 kg, 功耗约为 1 W、姿态测量精度  $1\sigma$  可达  $0.01^\circ$ , 姿态测量偏差小于  $0.03^\circ$ , 具有较大的工作视场, 具备不同的工作模式, 并可适用于不同的工作轨道。在未知轨道状态下, 可同时完成姿态测量, 并推算飞行高度。

当对本文所述红外地球敏感器进行硬件改进时, 如提高模数转换器的测量精度、提高数据的输出精度、增加使用像元数以及降低单像元张角等, 均可提高姿态测量精度。分析认为, 在综合考虑所有因素, 设计达到最佳状态时, 预计性能精度至少能提高一个量级, 系统级测量精度将优于  $0.005^\circ$ 。

同时, 本文提出的算法预留了地球扁率修正、地球红外辐射非均匀性修正的方案, 可通过进一步的设计与研究降低目标引起的精度偏差。这对于地球敏感器适应微小卫星发展、提供高精度姿态以及实现天文导航等具有重要的推进作用。

表 3 不同工作模式的姿态解算误差项

工作模式	俯仰角误差项	滚动角误差项
1	$\frac{1}{2\sqrt{2}} \times \theta \times (\Delta A + \Delta B + \Delta C + \Delta D)$	$\frac{1}{2\sqrt{2}} \times \theta \times (\Delta A + \Delta B + \Delta C + \Delta D)$
2	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + \Delta B + 2 \times \Delta C)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (2 \times \Delta A + \Delta B + \Delta C)$
3	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + \Delta B + 2 \times \Delta D)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + 2 \times \Delta B + \Delta D)$
4	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (2 \times \Delta A + \Delta C + \Delta D)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + 2 \times \Delta C + \Delta D)$
5	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (2 \times \Delta B + \Delta C + \Delta D)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta B + \Delta C + 2 \times \Delta D)$
6	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + \Delta B)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + \Delta B)$
7	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta B + \Delta C)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta B + \Delta C)$
8	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta C + \Delta D)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta C + \Delta D)$
9	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + \Delta D)$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \times \theta \times (\Delta A + \Delta D)$

(下转第 23 页)