

文章编号 1004-924X(2016)01-0065-08

精指向自解锁星载太阳指向器设计与应用

王玉鹏, 王 凯, 贾瑞栋, 方 伟*

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:介绍了风云 3 号(FY-3, C 星)太阳辐射监测仪采用的自主设计的精指向自解锁星载太阳指向器。该指向器是一个绕双轴旋转的指向平台, 其由驱动单元、执行机构、编码器、太阳敏感器等实现主动例行工作与被动冗余相结合的在轨太阳指向策略。为避免运输、发射等过程的冲击振动对其性能及寿命影响, 指向器具有自由度锁止及释放功能, 可以实现发射前的自由度锁止及入轨后的自由度释放。文中给出了指向器的结构组成、指向精度设计过程以及寿命实验结果。FY-3(C 星)于 2013 年 10 月成功发射, 太阳辐射监测仪的太阳指向器入轨后成功解锁, 目前为止已经在轨连续运行 17 个月, 在轨指向精度为 $\pm 0.05^\circ$, 其承载的太阳辐射监测仪获取了大量高精度有价值的太阳辐射数据。该精指向自解锁星载太阳指向器可为未来风云系列及其它卫星载荷指向机构设计提供应用基础。

关键词:太阳指向器; 星载敏感器; 太阳辐射测量; 锁销器

中图分类号: P414.5; V476.4 文献标识码: A doi: 10.3788/OPE.20162401.0065

Design and application of accurate pointing and auto-unlocking sun tracker on satellite

WANG Yu-peng, WANG Kai, JIA Rui-dong, FANG Wei*

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: fangw@ciomp.ac.cn

Abstract: This paper introduces the accurate pointing and auto-unlocking sun tracker on the Fengyun-3(FY-3, C) satellite designed by ourselves. The auto-unlocking sun tracker is rotating around the biaxial tracking platform, consisting of a drive unit, an encoder, a sun sensor, mechanical positioning elements *etc.* It realizes the on-orbit pointing strategy by both active routine and passive redundancy. In order to avoid the influences of vibration and shock in transporting and launching the satellite on the performance and lifetime of the satellite, the pointing device has a degree of freedom for locking and releasing function, and achieves the function that locking freedom before the launch and releasing freedom after the launch. The paper describes the structures of the pointing device, the design process of precise pointing and the result of life test. FY-3 (C) was successfully launched in October 2013. the sun tracker of solar radiation monitor has unlocked successfully when it was into the orbit. It has run continuously for 17 months in the orbit, and showing the orbit pointing accuracy within $\pm 0.05^\circ$. The tracker loaded the solar radiation monitor has accessed a large number of high precision and

收稿日期: 2015-05-07; 修订日期: 2015-07-01.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 41227003)

valuable solar radiation data. The accurate pointing and auto-unlocking sun tracker provides foundation for FY system satellites and other satellite loads in design of pointing devices.

Key words: sun tracker; sun sensor; solar radiation measurement; lock device

1 引言

太阳常数是气候变化研究与灾害预测的重要数据,高精度的太阳常数测量是地球辐射收支实验的重要组成部分。随着全球环境变化与气候变迁研究需要的增加,精确测量太阳常数并长期监测其微小变化趋势对改进和提高绝对辐射计性能提出了更高的要求^[1]。自 1903 年 A Strom 发明了日射辐射计以来,人类已有一百多年的太阳辐射观测历史^[2]。最初人们采用太阳扫过辐射监测仪固定视场的地面测量方式进行太阳常数测量,但受大气层吸收、天空散射、折射、地面反射等影响,这种方式无法精确测量太阳常数。1978 年 Nimbus 7 首次实现了大气层外太阳常数观测,由于没有采用太阳指向的方式观测,杂散光的影响使数据精度难以提高^[3]。我国神舟三号太阳常数监测仪和 FY-3(A/B 星)太阳辐射监测仪实现了我国大气层外太阳常数的测量,由于可靠性及资源等因素的限制,两仪器均采用太阳扫过绝对辐射计视场过程中进行观测的非指向测量方式^[4-5]。

太阳常数的高精度测量必须具备两个条件:一是观测在大气层外进行,二是两仪器的辐射计精密稳定地指向太阳^[6]。其后的大气层外太阳辐照度观测,比如 2002 年美国航空与航天管理局(NASA)地球观测系统(EOS)的太阳辐射与气候实验(SORCE)任务的总辐照度监测仪(TIM)和法国的 PICARD 卫星等皆采用航天器对日的方式实现对太阳常数的观测^[7-9]。国际空间站 ISS 上的 SOVIM 安装在具有太阳跟踪装置 CPD 的自主太阳指向器上,可以实现 0.1° 的指向偏差跟踪太阳。

为提高 FY-3(C 星)太阳辐射监测仪的数据精度,本文设计了高精度太阳指向机构,这是我国首次在太阳辐射监测仪上使用太阳指向器。2013 年 10 月 FY-3 卫星成功发射,太阳辐射监测仪入轨成功解锁,开始在轨例行太阳辐照度测量,首次实现了我国大气层外精指向太阳常数观测,指向

精度为 $\pm 0.05^\circ$ 。目前为止,仪器已经在轨连续可靠运行 17 个月,各项性能参数正常,状态良好。开创了我国空间大载荷二维跟踪系统成功发射并运行的先例。

2 太阳指向器的技术指标及其构成

2.1 功能要求及技术指标

精密星载太阳指向器的主要功能是承载太阳辐照度监测仪精确、稳定的指向太阳,从而在稳定的太阳指向状态下进行太阳辐射监测。

表 1 指向器的主要技术指标
Tab. 1 Technical indicators of sun tracker

序号	项目	性能指标
1	转动范围	$80^\circ \sim 140^\circ$ (绕 Y 轴转动,在 ZOY 面,与 Z 轴夹角)
	偏航	$-17^\circ \sim -37^\circ$ (绕 Z 轴转动,在 XOY 面,与 X 轴夹角)
2	跟踪精度	$\pm 0.05^\circ$
3	系统质量	31 kg(包括绝对辐射计和太阳敏感器)
4	尺寸	$576.5 \text{ mm} \times 450 \text{ mm} \times 345 \text{ mm}$
		$390 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$ (安装面)
5	运动速度	$0.057 \sim 1 (^\circ)/\text{s}$
6	寿命	5 年
7	工作温度	$-10 \sim 50 \text{ }^\circ\text{C}$

由于地面环境模拟试验及发射过程的冲击振动,为保证仪器的可靠性和在轨长寿命的使用要求,太阳辐射监测仪需要装备发射过程中自由度锁止和入轨后自由度释放的装置,同时还要提供安装接口及支撑,从而为太阳辐射测量进行精确太阳位置监控。精密星载太阳指向器能够实现高精度的太阳指向,其主要技术指标如表 1 所示。

2.2 机械组成及工作原理

精密星载太阳指向器由偏航轴系、俯仰轴系、驱动执行器、角度位置编码器、太阳敏感器、自由度锁止释放部件组成,系统结构如图 1 所示。

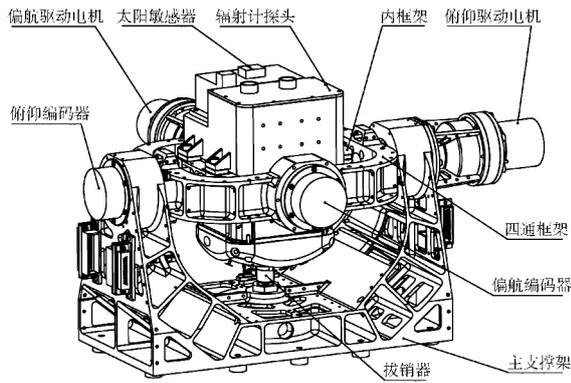


图 1 对日指向系统结构图

Fig.1 Schematic diagram of sun tracker system

为满足相应于卫星轨道的太阳偏角变化, FY-3 太阳辐射监测仪的太阳指向器采用天顶式二维轴系。该轴系由内外两层框架组成, 外层框架为俯仰轴系, 其摆动角为 $80 \sim 140^\circ$ (绕 Y 轴转动, 在 ZOY 面, 与 Z 轴的夹角), 主要补偿卫星轨道运动(反旋方向); 内层框架组成指向器的偏航轴系, 其摆动角为 $-17 \sim -37^\circ$ (绕 Z 轴转动, 在 XOY 面, 与 X 轴的夹角), 用于补偿轨道面漂移和季节性的太阳摆动。每个轴系上都装有绝对式

编码器、电机及减速系统, 以精确控制位置, 该轴系中所有的轴承径向与星体发射方向一致, 确保轴系处于最佳受力状态。

为了降低空间环境下双轴低速稳定控制的难度, 采用步进电机+减速器的驱动方案。为了缓冲二维指向机构在发射过程中的冲击振动, 减速器采用柔性传动器件谐波减速器。

自解锁星载太阳指向器是一个绕双轴旋转的指向平台, 由控制器、驱动元件、二维转动机构、编码器、太阳敏感器等实现主动例行工作与被动冗余相结合的在轨太阳指向策略。对日指向控制功能框图如图 2 所示。指向系统有两种工作模式: 在轨太阳辐射例行测量时采用太阳敏感器模式; 当太阳敏感器出现故障时, 切换开关将控制回路转换为程序控制模式。太阳敏感器模式采用太阳敏感器作为信号反馈元件, 当卫星出阴影时, 由太阳敏感器捕捉到太阳位置信号构成位置闭环控制系统, 驱动二维平台精确指向太阳。而程序控制模式则根据卫星总体发送的轨道信息采用开环方式驱动平台指向太阳。

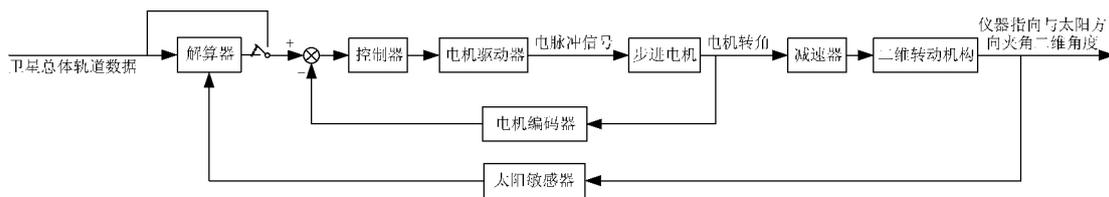


图 2 对日指向控制功能框图

Fig.2 Block diagram of solar tracker control system

2.3 自解锁机构

对于二维机构尤其是大载荷机构, 在轨工作性能和寿命是影响任务成功的关键因素。为了保护轴系及承载载荷在发射、运输及试验等过程中的冲击及振动带来的损害, 需要在发射前对两个旋转自由度实施固定, 而在卫星入轨后, 对自由度进行解锁, 从而驱动机构指向太阳。因此, 锁止释放装置的可靠设计与应用是任务成功的关键。

本系统采用了一个火工品驱动的锁销器。锁销器固定安装在主支撑框架上, 其前端有一个伸缩销, 上有一锥面, 可以与回转体下方的锁止锥槽配合实现自由度锁止。为保证发射冲击后锁销能顺利收缩, 在锁止锥槽内壁装有润滑材料衬层。

为方便锁销器安装及实施预紧力, 这里专门设计了锁销器安装装置及专用工装。锁销器设计的安装位置应使锁销轴线正好在两个轴系的交叉中心线上, 其轴向力方向受力较好, 正好与发射方向重合。在满足力学条件情况下, 一销二锁的应用不仅降低了结构的复杂性, 也降低了解锁失败的风险。锁止机构如图 3 所示。

为了降低结构的重心高度, 锁止释放装置的主体沉入结构主体框架底部, 并伸出主体, 包络在星体内部。该设计能够保证轴系转动过程中既能回转包络不与其它固定部件相干涉, 又留有相对空间以满足热控包扎的实施条件。

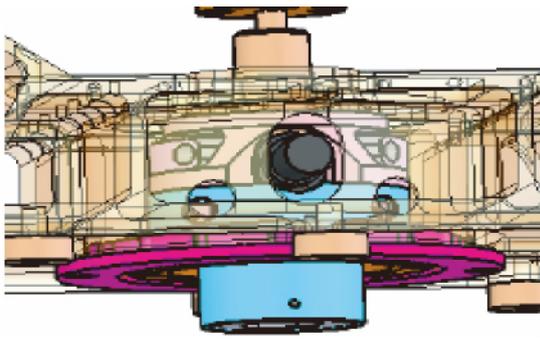


图 3 锁止机构结构图

Fig. 3 Structure of locking mechanism

3 指向精度及补偿

3.1 指向精度

太阳辐射监测仪的精确测量有赖于太阳指向器的指向精度。当太阳指向器采用太阳传感器模式工作时,转台指向精度主要由轴系精度和太阳传感器精度两个方面组成。经检测,俯仰轴系精度 $\sigma_1 = 5''$,其随机误差 $\sigma_2 = 2.5''$;偏航轴系精度 $\sigma_3 = 5''$,其随机误差 $\sigma_4 = 2.5''$;太阳传感器精度 $\sigma_5 = 0.02^\circ$,则合成指向精度为:

$$\sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^2 \delta_i^2} = 0.020 2^\circ. \quad (1)$$

利用实验室太阳光模拟装置,以太阳光模拟器为光源,由放置在一维导轨上可以转动的反射镜反射模拟光模拟在轨运行时太阳角度的变化。当观测到模拟光源的角度变化时,实时监测模拟光源经过太阳传感器的小孔后在成像器件中心的角度,得到跟踪过程中的最大偏离角度,实现对跟踪精度的评价。二维指向机构在俯仰和偏航方向的测试数据如图 4 所示,指向系统的精度优于 $\pm 0.05^\circ$ [10]。

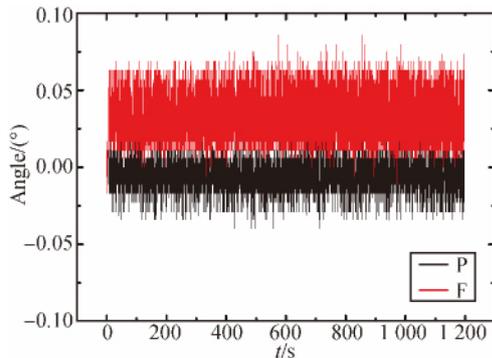


图 4 偏航(P)和俯仰(F)方向太阳传感器的输出角度值 [10]

Fig. 4 Output angles of sun sensor in yaw (P) and pitch (F) directions

3.2 装星位置修正

当采用程控模式指向时,由于采用卫星平台给出的星体姿轨数据作为反馈信息,指向精度主要与数据精度和指向器在整星坐标系中的位置精度有关 [11-12]。因此必须测量装星后指向器坐标系与星体坐标系之间的位置偏差,以便对程控模式进行位置修正。在太阳传感器上安装定位棱镜,定位棱镜的法线方向与太阳传感器的视场轴线重合,同时在指向器固定座某一基准面上安装装星棱镜,坐标系如图 5 所示。

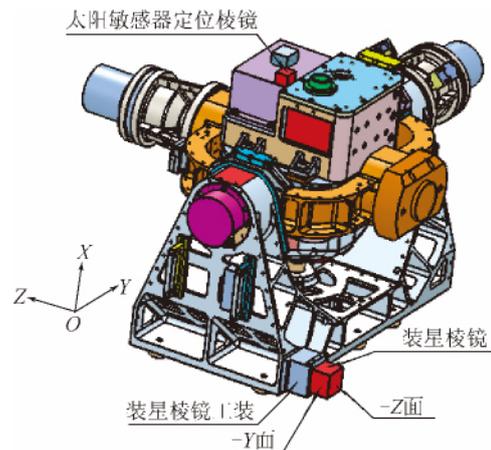


图 5 装星位置坐标示意图

Fig. 5 Coordinates of satellite installing position

以装星棱镜为基准,太阳传感器棱镜 Y 轴和 Z 轴的偏转角度如下(定义上扬为正,反向为负):

(1)太阳传感器棱镜 +Y 轴在 XOZ 平面上的偏转角度 α_Y (由 B 面、B、面俯仰角计算)为:

$$\alpha_Y = -0.87^\circ.$$

(2)太阳传感器棱镜 +Z 轴在 XOY 平面上的偏转角度 α_Z (由 A 面、A、面俯仰角计算)为:

$$\alpha_Z = +0.53^\circ.$$

装星棱镜在整星坐标系中的坐标表示如表 2 所示。

表 2 装星棱镜在整星坐标系中的坐标

Tab. 2 Coordinates of installing prism in satellite coordinate system

坐标轴	偏角/(°)	矢量		
		i	j	k
XX	1.024 6	0.999 840	-0.017 803	0.001 681
YY	1.022 5	0.017 805	0.999 841	-0.001 192
ZZ	0.108 7	-0.001 665	0.000 908	0.999 998

以整星坐标系为基准,装星棱镜 Y 轴和 Z 轴的偏转角度如下(定义上扬为正,反向为负):

(1)装星棱镜+Y 轴在 XOZ 平面上的偏转角度 β_Y 为:

$$\beta_Y = \arctan \frac{0.017\ 805}{0.999\ 841} = 1.02^\circ. \quad (2)$$

(2)装星棱镜+Z 轴在 XOY 平面上的偏转角度 β_Z 为:

$$\beta_Z = \arctan \frac{-0.001\ 665}{0.999\ 998} = -0.10^\circ. \quad (3)$$

以整星坐标系为基准,太阳敏感器棱镜 Y 轴和 Z 轴的偏转角度 θ_Y, θ_Z 分别为(定义上扬为正,反向为负):

$$\theta_Y = \alpha_Y + \beta_Y = 0.15^\circ, \quad (4)$$

$$\theta_Z = \alpha_Z + \beta_Z = 0.43^\circ. \quad (5)$$

4 力学分析与试验验证

4.1 结构强度及刚度的有限元分析

星载太阳指向器要想实现预定的功能,必须保证在卫星发射过程中具有足够的强度和刚度而不发生失效。通过分析结构动态刚度,计算整机的固有频率,以考核其抗外界振动干扰的能力。通过分析结构强度,考核结构中的关键部件(尤其是轴承处的受力情况和锁销器受剪应力的情况)在发射过程中是否会发生破坏。工程分析采用 MSC/Patran 建模, MSC/Nastran 求解,建立的有限元模型结构形式如图 6 所示,共有 84 430 个节点,50 208 个单元。结构前两阶固有频率对应的振型如图 7 所示,结构前三阶的固有基频分别为 95,130,132 Hz。

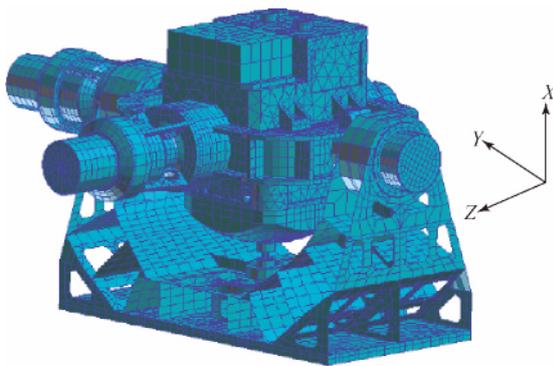
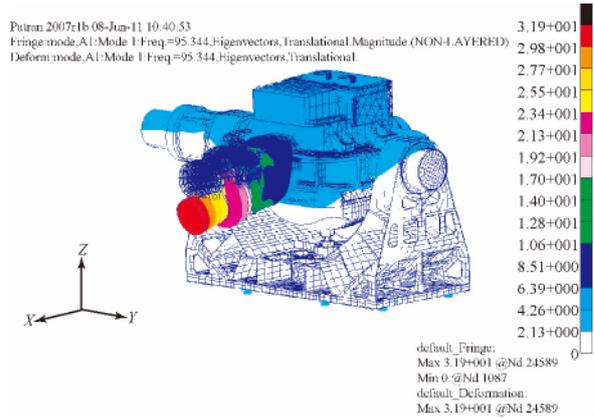
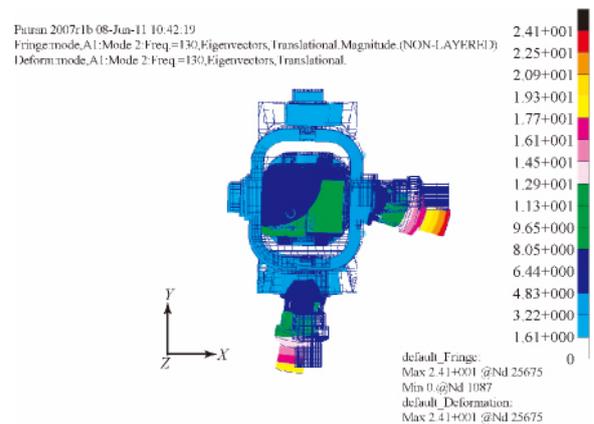


图 6 太阳指向器有限元模型图
Fig. 6 Finite element model of sun tracker



(a) 一阶振型(绕 Y 轴摆动)
(a) Autofocus on high level



(b) 二阶振型(绕 X 轴摆动)
(b) Autofocus on low level

图 7 前两阶固有频率对应振型

Fig. 7 Modes corresponding to first two natural frequencies

根据图中结果可知,结构 X 向加载时的振动响应较大,振动响应较大位置发生在偏航电机处,最大响应在 95 Hz 处达到了 60g;Y 向响应较小;Z 向最大响应同样发生在偏航电机位置。该结果说明,结构的一阶固有频率对 X 向和 Z 向振动的贡献较大。各位置应力响应的裕度最小值为 2.6,发生在底座支架处;最大值为 89.4,发生在俯仰电机轴处。结构在随机载荷作用下的放大倍数小于 5,力学分析表明结构强度和刚度满足发射环境,不会发生结构破坏。

4.2 力学试验

通过总结和分析太阳辐射监测仪正样产品的力学环境试验,得到以下结论:

(1)指向器三方向基频较高,分别达到了 121 Hz(X 向),112 Hz(Y 向),144 Hz(Z 向),刚度能够满足工程需求;

(2) 正弦振动及随机振动中结构的响应放大较小, 正弦振动响应的最大放大倍数为 4.3, 随机振动的最大放大倍数为 8;

(3) 振动前后, 结构基频有所漂移, 幅度在 10% 以内。这与机构的固有特性有关, 二维转动机构有两个轴系, 轴系安装预紧力要精确确定, 既不能过大也不能过小。自由度锁止装置本身也是一个弹性装置, 这种固有特性造成了随机振动试验中基频的漂移, 但并不影响结构稳定性, 从某些方面来看这种柔性结构反而更有利于保护整机。

力学试验结果及卫星发射和入轨正常解锁、17 个月的在轨正常运行表明, 自解锁星载大载荷指向器结构具有较强的抗发射冲击力学环境的能力。

4.3 轴承安装及寿命试验

二维指向机构有两个转动轴系, 星载二维轴系的在轨可靠性是项目成功与否的关键因素。轴承的应用首先要考虑轴承承受发射载荷的冲击振动而不会产生永久性变形或者破坏; 其次要使轴承的游隙满足轴系的回转精度要求, 但游隙又不能太小, 以免轴承卡死; 最后还要保证轴承有足够的使用寿命。

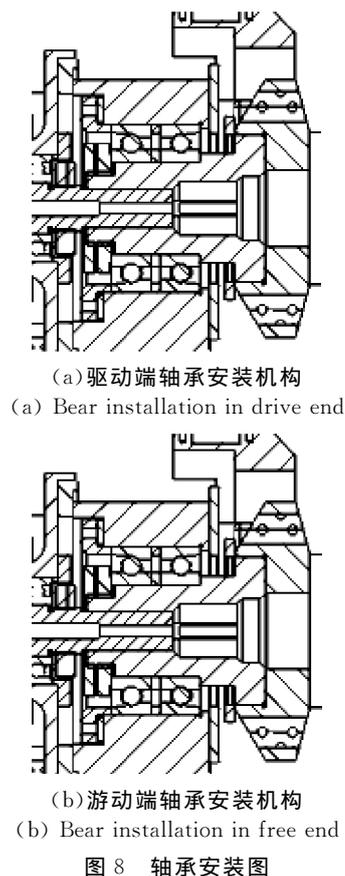


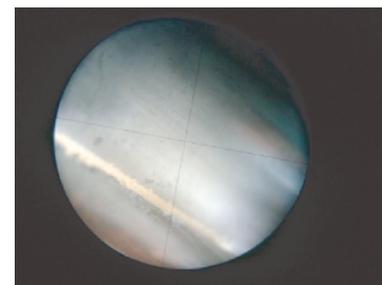
Fig. 8 Schematic diagrams of bear installation

轴系采用一端固定, 另一端支撑的结构方式, 轴系驱动端既承受轴向载荷又承受径向载荷, 采用一对角接触球轴承, 背对背安装, 轴承内外圈均固定, 通过施加适当的预紧力, 提高支撑刚度。而对于游动端, 主要承受径向载荷, 采用深沟球轴承, 对轴承内圈固定, 可实现轴向游动, 用于补偿轴系两端温度偏差时产生的热漂移, 防止轴系卡死。两个轴系的晃动精度都为 $2''$, 端跳皆达到 $2 \mu\text{m}$ 。轴承的安装结构如图 8 所示。

系统设计寿命为 5 年, 由于轴系处于低速摆动状态, 采用 MoS_2 基多层复合膜固体润滑。为有效评价活动部件的润滑寿命和检验活动部件循环运行的寿命裕量, 寿命件采用与正样件相同批次的活动部件, 并采用惯量块替代太阳辐射监测仪头部, 在常温真空状态下模拟在轨运行状态进行了 5 倍加速试验。在 5 倍加速寿命考核阶段结束后, 又进行了 1 倍速度寿命考核。该阶段寿命试验件的运动速度与正样的在轨工作速度相同。期间实时监测温度、电流、转动角度等参数, 数据显示正常, 寿命件活动部件运行正常, 技术状态稳定。在此基础上, 对寿命件的活动部件进行拆机处理, 以检查活动部件的表面磨损状况。相关专业检测人员对支撑端角接触球轴承的内外环表面进行观察鉴定, 考察了表面磨损状况及表面镀膜转移情况, 其显微成像图分别如图 9、图 10 所示。



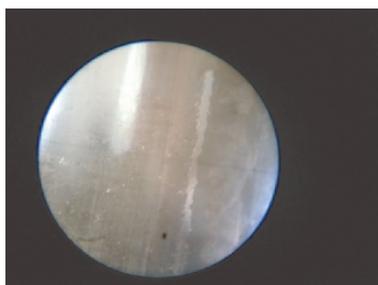
(a) Surface of inner ring before testing



(b) Surface of inner ring after testing

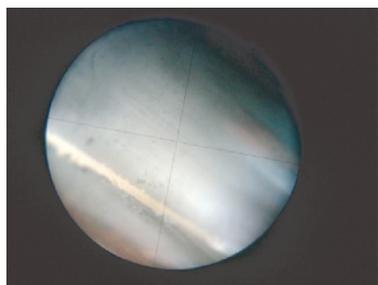
图 9 轴承内环表面

Fig. 9 Surfaces of bearing's inner ring



(a) 试验前轴承外环表面

(a) Surface of outer ring before testing



(b) 试验后轴承外环表面

(b) Surface of outer ring after testing

图 10 轴承外环表面

Fig. 10 Surfaces of bearing's outer ring

经观察、检测表明,轴承经过 5 倍加速寿命试验和 1 倍速度寿命试验后,轴承滚道磨损在正常范围内,滚珠表面状态良好,没有明显的磨损痕迹,内外圈滚道正常形成 MoS_2 转移膜,薄膜润滑状态良好,轴承运转正常。

5 结 论

FY-3(03 星)太阳辐射监测仪采用自解锁星载太阳指向器。本文进行了适用于空间应用的轴系设计、发射前的自由度锁止和入轨后的自由度释放装置应用,利用太阳敏感器、编码器、驱动执行器和卫星姿轨信息等实现了主动例行工作结合被动冗余的精确在轨太阳指向策略。目前为止,该指向器已经在轨连续运行 17 个月,各项指标正常,指向精度为 $\pm 0.05^\circ$,并承载太阳辐射监测仪获取了大量高精度有价值的太阳辐射数据。

精指向自解锁星载太阳指向器首次实现了我国星载大载荷二维驱动指向机构的成功应用,为未来风云系列及其它卫星载荷指向机构的设计奠定了应用基础。

参考文献:

- [1] 方伟,王玉鹏,弓成虎,等. 太阳辐照绝对辐射计及其在航天器上的太阳辐照度测量[J]. 中国光学与应用光学,2009,2(1):23-28.
FANG W, WANG Y P, GONG CH H, *et al.*. Solar irradiance absolute solar irradiance measurement meter and on spacecraft [J]. *Chinese Optics and Applied Optics*, 2009, 2 (1): 23-28. (in Chinese)
- [2] LEE C, CHOU P, CHIANG C, *et al.*. Sun tracking systems: a review [J]. *Sensors*, 2009, 9: 3875-3890.
- [3] CONSCIENCE C, MEFTAH M, CHEVALIER A, *et al.*. The space instrument SOVAP of the PICARD mission [J]. *SPIE*, 2011, 8146: 81463.
- [4] 禹秉熙,方伟,王玉鹏. 卫星宽视场绝对辐射计太阳越过视场时入射光变化与腔温响应函数[J]. 光学精密工程,2004, 12(4):353-358.
YU B X, FANG W, WANG Y P. Radiation exchange and temperature response function of the absolute radiometer with wide field of view mounted for satellites. [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2004, 12 (4): 353-358. (in Chinese)
- [5] 杨东军,方伟,叶新,等. 星载太阳辐射监测仪的高

精度太阳跟踪[J]. 光学精密工程,2014,22(9): 2483-2490.

YANG D J, FANG W, YE X, *et al.*. High precision sun-tracking of solar irradiance monitor for satellites[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(9): 2483-2490. (in Chinese)

- [6] ABDALLAH S, NIJMEH S. Two axes sun tracking system with PLC control [J]. *Energ. Convers. Manage*, 2004, 45: 1931-1939.
- [7] BELAND S, HARDER J, WOODS T. 10 years of degradation trends of the SORCE SIM instrument [J]. *SPIE*, 2013, 8862: 886200.
- [8] DOMINGO V, FLECK B. SOHO: the solar and heliospheric observatory [J]. *Space Science Reviews*, 1995, 72(1): 81-84.
- [9] FANG W, WANG H R. Total solar irradiance monitor for Chinese FY-3A and FY-3B satellites-instrument design[J]. *Solar Physics*, 2014, 289(12): 4711-4726.
- [10] WANG H R. Total solar irradiance monitor for Chinese FY-3A and FY-3B satellites-space experiments and primary data correction [J]. *Solar*

Physics, 2015, 290(2): 645-655.

- [11] 方伟, 王玉鹏. 紫外辐照对绝对辐射计锥腔吸收率的影响[J]. *光学 精密工程*, 2006, 14(5): 775-780. FANG W, WANG Y P. Effects of ultraviolet irradiation on the cavity of absolute radiometer absorption rate [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(5): 775-780. (in Chinese)

- [12] 杨振岭, 方伟, 王凯, 等. 小视场绝对辐射计视场测量及修正项计算[J]. *光学 精密工程*, 2013, 21(4): 870-875.

YANG ZH L, FANG W, WANG K, *et al.* Field of view measurement and correction term calculation for small-field radiometer [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(4): 870-875. (in Chinese)

作者简介:



王玉鹏(1972—), 男, 山东沂水人, 博士, 副研究员, 1994 年于吉林工业大学获得学士学位, 2002 年于甘肃工业大学获得硕士学位, 2008 年于中科院长春光机所获得博士学位, 主要从事空间辐射遥感技术、精密仪器研制、太阳精密跟踪技术、太阳辐射测量与定标的研究。E-mail: wangyp@ciomp.ac.cn



方伟(1965—), 女, 辽宁朝阳人, 博士, 研究员, 博士生导师, 1997 年、2005 年于中科院长春光机所分别获得硕士和博士学位, 主要从事太阳辐射计量、空间光学遥感仪器的研究。E-mail: fangw@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)