

高精度展开锁定机构数字化装调技术研究

Research on Digitization Assembling and Test of a Deployable and Lockable High-Accuracy Mechanism

中国空间技术研究院北京卫星制造厂 赵本华 王青 韩建超 张加波 王磊 王凯 张宁

[摘要] 通过对展开锁定机构的轴系同轴度进行合理分解,得到三轴系之间的同轴度为 0.073mm,同时展开重复精度提高了 35%。设计合理的装配固定装置作为重复装配的基准,控制产品与装置之间间隙在 0.02mm 以内,提高装配效率和精度。通过选用合适部位作为测试基准,将参数进行量化处理,保证在重复拆装过程中轴系位置误差在 0.015mm 以内。

关键词: 展开锁定机构 同轴度 装配固定装置 量化处理 精度分解

[ABSTRACT] A coaxiality of three axes which is 0.073mm can be obtained by an optimum analysing of the axis coaxiality of the deployable and lockable mechanism. As well as the deploying and repeatable accuracy is improved by 35%. An assembling and fixed device designed is used to be the base of the multiple assembling. So the products and device are closed to 0.02mm by the assembling and fixed device. The efficiency and accuracy of assembling and test are improved by the method. The parameters of the process are quantized by choosing the appropriate test base which is the suitable area. The position error of the repeatable axis is 0.015mm by the method of the base.

Keywords: Deployable and lockable mechanism Coaxiality Assembling and fixed device Quantized progress Accuracy decomposing

展开锁定机构是广泛应用于空间飞行器天线中的重要器件,文中展开锁定机构为天线展开功能执行机构,其展开锁定到位精度是实现天线运动定位精度的一部分,其展开到位的夹角精度直接影响根部位置与天线指向机构的相互位置关系,从而会影响天线的定位精度的高低。地面展开试验结果表明,展开锁定机构对于展开精度和展开后的稳定性的影响最大^[1]。因此,锁定机构是实现天线展开的关键技术。

由于天线等构件在发射时受运载工具的限制,要

求在发射时为收拢状态,发射到轨道后展开,因此,除实现展开、锁定功能外,还具有高刚性、高可靠性等特性^[2-3];展开锁定机构展开到预定工作位置后,实现锁定,并保证处于工作状态。因此,必须保证航天器展开锁定机构的展开重复精度,以保证天线等安全、稳定、高精度地实现展开锁定功能。特别是在展开轴的同轴度决定了展开锁定的精度和重复精度的情况下,需要对展开轴同轴度的测试方法进行相应的测试和研究,如将同轴度分解到位,采用合适的基准进行测量圆面并拟合轴线进行计算。为提高测量精度,采用多次测量降低系统误差^[4]。

1 轴系精度调试方法

展开锁定机构外形图如图 1 所示,主要包括了 1 个驱动部件和 2 个铰链。其中驱动部件直接与铰链 1 配合连接,铰链 1 和铰链 2 之间通过法兰进行连接。总体测试方法为:将驱动部件轴线位置作为安装基准,铰链 1 和铰链 2 装配时以驱动部件轴线为基准。

1.1 轴系初次调试

对 3 台展开锁定机构进行展开锁定机构的精度装配和调试试验,展开锁定机构轴线分解如图 2 所示。

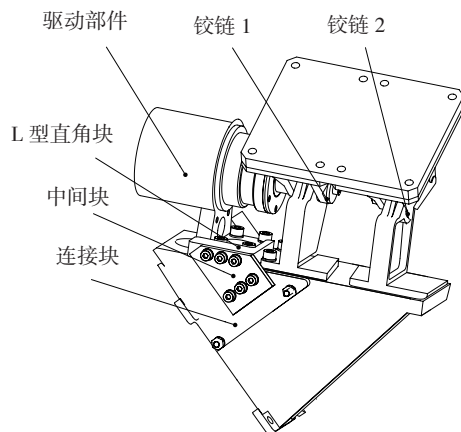


图1 展开锁定机构组成图

Fig.1 Composition diagram of deployable and lockable mechanism

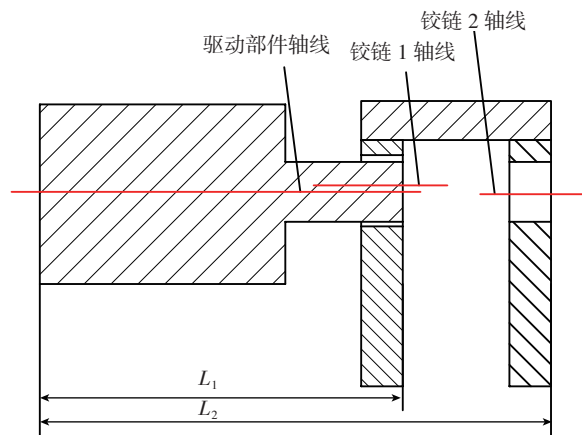


图2 展开锁定机构轴线分解

Fig.2 Axis decomposition of deployable and lockable mechanism

首次将展开锁定机构的轴系分为驱动部件和铰链1、驱动部件和铰链2轴线之间的同轴度,并分别采用二分位将其分为总同轴度0.09mm的一半0.045mm;驱动部件输出轴线、铰链1轴线和铰链2轴线之间的同轴度为0.098mm,大于要求的0.09mm。该调试方法中未明确限制驱动部件的重复展开精度。

对机构进行进一步同轴度分解和调试试验,考虑到驱动部件的重复装配误差,将轴系的同轴度0.09mm采用均分法进行分解,具体如表1所示。通过分析驱动部件与铰链1、铰链2轴线之间的同轴度差别,得出主要原因在于驱动部件与铰链2安装位置轴向距离大于驱动部件与铰链1的轴向距离。

表1 轴系精度分解表 mm

调试次数	驱动部件与铰链1	驱动部件与铰链2	重复定位精度	验证结果	结论
1	0.045	0.045	无	总同轴度0.098	×
2	0.03	0.03	0.03	驱动部件与铰链2同轴度0.032	×
3	0.03	0.04	0.02	总同轴度0.072	√

1.2 合理分解轴系精度

根据多次试验结果,将驱动部件轴线与铰链1同轴度(C_1)控制在0.03mm以内、驱动部件与铰链2轴线同轴度(C_2)控制在0.04mm以内、驱动部件的重复装配的同轴度(C_3)误差精度均控制在0.02mm以内,采用高精度三坐标测试台进行测试,能够有效满足展开锁定机构的测试精度要求。通过对3台展开锁定机构进行展开轴线同轴度测试,其结果如图3所示:整个轴系的同轴度最大为0.072mm,最小为0.069mm,同轴度偏差在5%以内,证明该轴系精度分解方法能够有效满足测试精度的要求。对比计算同轴度与轴系位置

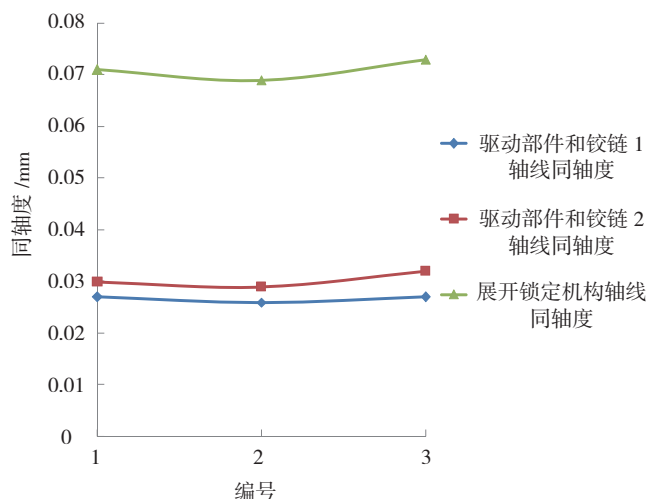


图3 展开锁定机构1、2、3轴线同轴度测试结果

Fig.3 Coaxiality test results of three axes of deployable and lockable mechanism

关系:

$$C_1/C_2=0.750 \quad (1)$$

$$L_1/L_2=0.722 \quad (2)$$

通过计算发现,同轴度比值与轴系安装位置的比值结果近似,只有近0.3%的误差。通过分析,该精度分解方法适合类似的复杂轴系同轴度的调试过程。

1.3 展开锁定精度测试

展开锁定机构的轴系精度直接决定了展开锁定机构的展开重复精度,所以对轴系调试完成之后进行10次展开锁定试验,通过计算可以得到展开重复精度。将展开锁定机构的展开重复精度绘制成图(如图4所示),结果表明:3台展开锁定机构的展开重复精度在0.09°以内,同时3σ重复精度最大值为0.039°,优于要求值0.06°的35%,有效降低了机构的重复精度误差,保证展开到位精度的一致性和可靠性。

1.4 轴系精度调试总结

通过首次试验可以得知,轴系精度在不考虑驱动

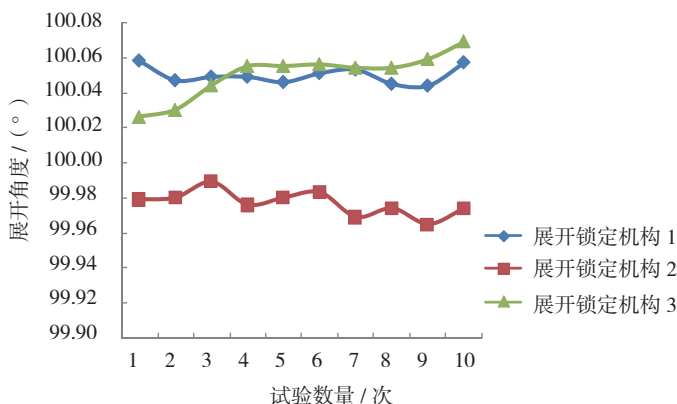


图4 展开锁定机构精度测试图

Fig.4 Precision test diagram of deployable and lockable mechanism

部件的重复装配精度时,不能满足轴系精度要求;通过试验结果总结得知,驱动部件轴线与铰链 1、铰链 2 轴线同轴度控制在 0.03、0.04mm 以内,展开重复精度在 0.09° 以内,同时 3σ 重复精度最大值为 0.039°,优于要求值 0.06° 的 35%,有效保证了展开锁定机构的重复精度。

2 设计合理的装配固定装置

2.1 装配固定装置组成

在进行展开锁定机构同轴度测试过程中发现,如不考虑其驱动部件的重复精度时会引入 0.02mm 内的同轴度误差。为了保证轴系满足精度可调,同时便于快速恢复驱动部件,采用在展开锁定机构支架本身的安装孔位作为装配固定装置的安装基准,优点在于无需另外增加装配设备用于安装装配固定装置,另外还能够将装配固定装置装配基准与展开锁定机构的安装基准统一在支架上,防止其他部件安装时会引入装配误差。

装配固定装置如图 1 所示,连接块中间设置有通孔,通过螺杆将其与展开锁定机构支架进行连接。连接块的设计需要与支架安装面进行配合,同时不能对后续装配轴系产生干涉。中间块通过设置光孔与连接块连接,同时设置有螺纹孔,通过螺钉与 L 型直角块进行连接, L 型直角块与驱动部件壳体直角边配合,具体如图 5 所示。

2.2 装配固定装置与调试

设计装配固定装置时,为避免 L 型直角块与驱动部件壳体干涉而无法装配,经过对比零件的尺寸公差,

进行分析和总结得到采用间隙 0.02mm 配合设计。在实际调试过程中,由于支架上安装孔位位置误差以及装配固定装置的误差,导致 L 型直角块与驱动部件壳体之间的配合间隙较大,具体分析如图 5 所示。解决办法为:在 L 型直角块与中间块之间的连接处加上调整垫片。驱动部件壳体与 L 型直角块之间的间隙目前只能采用塞尺进行检查,因塞尺的厚度受到加工工艺和使用寿命等限制,最小值为 0.02mm,故调试时将驱动部件壳体与 L 型直角块之间的间隙控制在 0.02mm 以内。

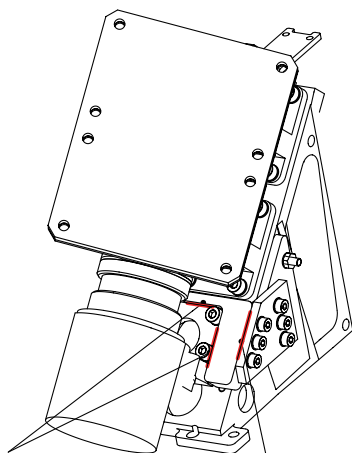
3 装调量化处理

3.1 量化原因分析

在机械装配过程中,由于零部件之间的配合始终存在一定的间隙,为了防止机械装配过程中仅凭手工感觉的装配误差,所以采用将装配过程中的步骤进行量化处理的方法。另外,驱动部件结构形式需要二次装配,在装配后导致遮挡前期测试基准的问题,无法对驱动部件的装配位置进行准确定位。虽然采用的装配固定装置可以作为装配基准,但是缺少量化的手段去衡量驱动部件装配前后之间的轴线位置变化,所以需要对驱动部件的测试部位进行研究。

3.2 测试基准选择

通过测试设备对机构进行多次测试和总结,并分析驱动部件的外圆面的形状结构,得到测试基准有如下特征:一是需要有表面光滑、形状统一的结构;二是选取测试的部位表面具有较好的加工精度,能够有效提高测试精度,并准确地拟合轴线;三是选择的测试部



L 型直角块与驱动部件壳体之间的配合间隙

中间块与 L 型直角块之间的配合间隙

图5 装配固定装置与驱动部件壳体之间的配合分析图

Fig.5 Cooperation analysis diagram between assembly fixing device and drive assembly shell

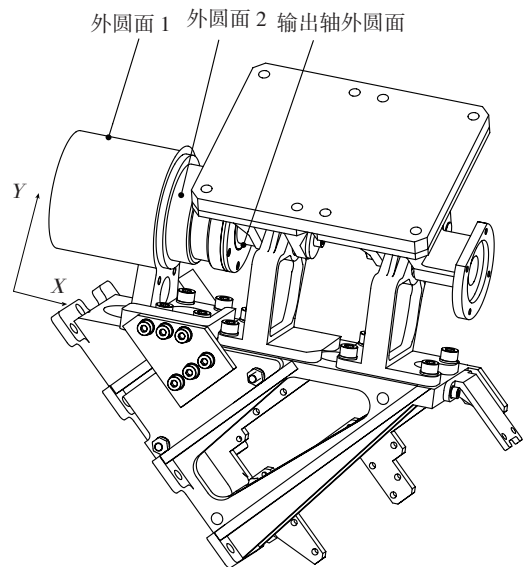


图6 展开锁定机构测试基准面

Fig.6 Test datum of deployable and lockable mechanism

位能够满足三坐标测试台上的探针测试范围,并且测试点数能够包含 180° 以上的范围;四是优先选取外圆较大的圆面,能够降低测试误差。根据以上的测试基准选取原则,采用的机构的 2 个轴向距离较远的外圆作为二次定位基准,具体如图 6 所示。

3.3 测试步骤和结果

具体测试方法为:在轴向上设置有一定距离的两个外圆(外圆 1 和外圆 2)做为测试基准位置,一是首次装配后拟合一条轴线;二是在驱动部件二次装配后通过复测所述外圆 1、外圆 2 的圆面(2 个外圆,采用两圆心连线拟合一条轴线,再对比初始的轴线位置),在 X 和 Y 方向进行投影计算得到两数值差别后确定调整方案;三是为了提高检测精度,采用高精度三坐标测量仪测量。通过该方法进行测试和调节,驱动部件重复装配轴线精度误差控制在 0.015mm 以内,满足分解精度 0.02mm 的要求,有效保证展开锁定机构对同轴度的要求。

4 结论

通过对展开锁定机构的同轴度进行合理分解和试验研究,得到以下结论:

(1)轴系同轴度比值与轴系安装位置的比值成等比关系,文中展开锁定机构中两者之间只有 0.3% 的误差,该精度分解方法与理论数值基本一致,适合类似的复杂轴系同轴度的调试过程。(2)采用同轴度与轴向距离等比分解方法,测试了 3 台展开锁定机构的展开重复精度,均在 0.08° 以内,同时 3σ 重复精度最大值为 0.039°,优于要求值 35%,有效调高了装调精度。(3)设计合理的装配固定装置,同时通过调试方法保证装配固定装置与驱动部件壳体配合紧密,间隙控制在 0.02mm 以内。(4)通过测试和分析驱动部件的轴线,总结出测试基准需要有表面光滑、形状统一、具有较好的尺寸加工精度以及便于测试设备装卡和测量等特征。通过该方法使得重复装配精度在 0.015mm 以内,保证轴系精度优于要求值。

参考文献

[1] Lake M S, Phelps J E, Dyer J E, et al. A deployable primary mirror for space telescopes. SPIE, 1999, 3785: 14-25
 [2] Zuckerman JW, Enger S, Gupta N, et al. Modular, thin film solar arrays for operationally responsive spacecraft. IEEEAC, 2007, 352751: 1-6.
 [3] Hwang E. Seven-panel solar wing deployment and on-orbit maneuvering analyses. //Proc. SPIE, modeling, simulation, and verification of space-based systems II. Bellingham: SPIE, 2005, 5799: 48-55.
 [4] 钟利章. 互换性与技术测量. 武汉: 华中工学院出版社, 1982.

(责编 谷雨)

(上接第 117 页)

M68

M17

GOTO AA

其中, AA 是镗削循环子程序, G513 为各交点孔坐标系,其坐标系原点为式(1)确定, Z 向为进给方向,切削过程为 Z3~Z-33。

4 交点孔试切加工试验

为验证交点孔加工方法可行性,加工前采用试刀件进行试切试验,材料、孔径模拟真实交点孔,试刀件基于原交点孔位安装于机身,确保试验结果的有效性。试刀件材料为铝合金 7050,初始孔径 φ 13mmH9,目标孔径 19.23~19.28mm,试切结果如表 1,孔径采用三爪内径千分尺测量。

从试切过程可知,采用新的交点孔加工方法,当调刀量不超过 0.8mm 时,交点孔加工实测孔径与预期孔径偏差不超过 0.01mm,终孔孔径为 19.234mm,完全可以满足目标孔径公差要求。

表1 试刀件加工结果

加工次数	主轴转速 / (r·min ⁻¹)	进给速度 / (mm·min ⁻¹)	调刀量 /mm	实测孔径 /mm	预期孔径 /mm	孔径差值 /mm
2	1000	60	1	14.858	14.872	-0.014
4	1000	60	0.8	16.636	16.646	-0.01
6	1000	60	0.5	17.917	17.927	-0.01

5 结束语

本文提出了一种满足飞机大部件数字化装配要求的机身交点孔精加工方法。根据交点孔的加工特点,确定采用多个数控定位器的协同运动实现机身的数字化定位,通过数控定位器末端球头锁紧机构实现机身固持;利用激光跟踪仪测量球头检棒进行数控加工中心的定位,采用镗削加工工艺完成交点孔;确定了交点孔加工程序原点的计算方法及编程原则,并通过交点孔试切加工试验对加工方法的可行性进行了验证,试验结果满足交点孔目标孔径公差要求。

参考文献

[1] 刘楚辉,李江雄,董辉跃,等. 飞机机身-机翼接头精加工条件评价技术. 航空学报, 2010(6):1272-1279.
 [2] 邱宝贵,蒋君侠,毕运波,等. 大型飞机机身调姿与对接试验系统. 航空学报, 2011(5):908-919.
 [3] 余慈君. 飞机数字化装配精度场的若干关键技术及应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2010.

(责编 深蓝)