

航天器密封舱内结构精密装调技术研究

Research of Assembly Technology About Instrument Bracket in Airproof Spacecraft

北京卫星制造厂 胡黎明 陈少君 张杰 汪浩

[摘要] 介绍了某典型密封舱内结构的设计指标要求、装配难点及工艺解决措施。针对舱内结构装配精度要求高、装配后测量难度大以及舱内结构的安装面精度低,装配应力大等技术难题,制定了“测量、加工、装配调试一体化”的总体方案。采用该方案顺利地完成了某型号舱内结构的装配,装配精度满足设计要求。

关键词: 仪器板 设备安装支架 装配技术

[ABSTRACT] The instrument bracket in airproof spacecraft is mainly used to install a variety of payloads, which is assembled on the spacecraft module. The claim of design, difficulty in assemblage and technologic resolution is introduced. Considering the highly assembly accuracy of instrument bracket, the accurate measurement is difficult and the assembly stress is high because mounting surface precision is poor, technology measures is made which includes a accurate measurement-aided assembly, laser radar-laser tracker measurement and add adjusting shim between mounting surface. Using this process measures, instrument bracket of a type assembly is successfully completed. The assembly accuracy meets the designer's requirements.

Keywords: Instrument board Instrument bracket Assembly technology

航天器密封舱是一种半开放的航天器结构。由于密封性能的需求,航天器密封舱一般采用金属焊接结构,穿舱开口位置、开口数量根据必要性原则设置,较少考虑后续结构装配测量对整器开放性的需求。但是密封舱内的次结构、仪器设备与整器的位置关系要求却与一般航天器的要求相同,装配精度要求很高,装配测量困难。随着我国航天事业的快速发展,航天器密封舱向大尺寸、高精度方向发展,舱内次结构、仪器设备装配测量的难度也越来越大。

某大型密封舱的结构示意图1,可利用的穿舱开口位置位于图示

密封舱左侧端面,舱体总尺寸达 $\phi 3350\text{mm} \times 6400\text{mm}$,密封段长度约 5000mm。整个舱内空间安装有大量仪器板作为设备安装位置,特别是个别仪器安装接口的精度要求非常高,再加上空间尺寸大,测量、调试均极其困难。

大型航天器密封舱内结构精密装调技术是为了解决航天器密封舱半开放环境下,舱内次结构精密装调过程中遇到的难题而进行的一项装配工艺研究。密封舱内用于安装各类仪器设备的次结构主要是仪器板(一种蜂窝夹层结构的复合材料板)和设备安装支架,仪器板在舱内的安装精度是保证高精度设备安装精度的前提。

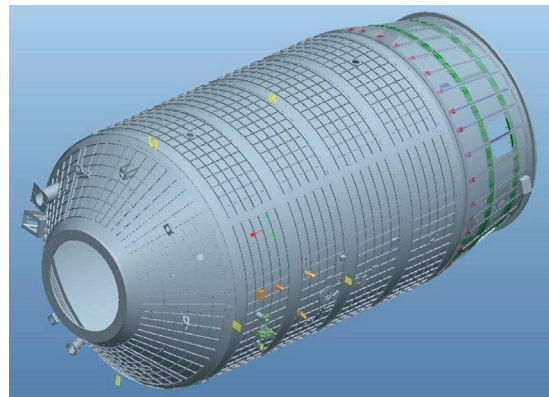
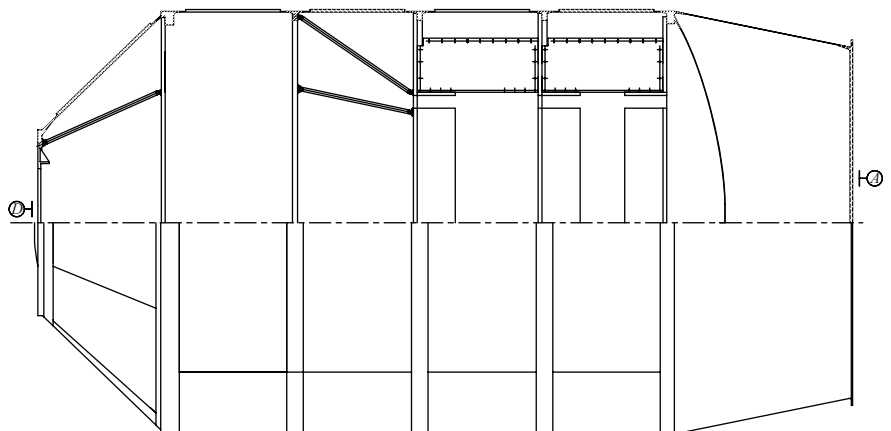


图1 某大型航天器密封舱结构示意图

Fig.1 Diagram of structure in airproof cabin of spacecraft



A 基准(图示最右侧端面); B 基准(I - III象限); C 基准(II - IV象限)

图2 密封舱内仪器板等次结构示意图

Fig.2 Instrument board structure in airproof cabin

密封舱内仪器板等次结构的安装示意如图 2 所示。

1 装配技术要求

仪器板作为舱载设备的主承力结构,安装精度直接影响到设备在舱内的姿态、质量和力学特性,同时部分设备在装舱以后与整舱的基准有严格的位置关系和精度要求,故仪器板及仪器板上的设备安装平面的最终调试精度要求均较高,仪器板及设备安装平面的精度指标

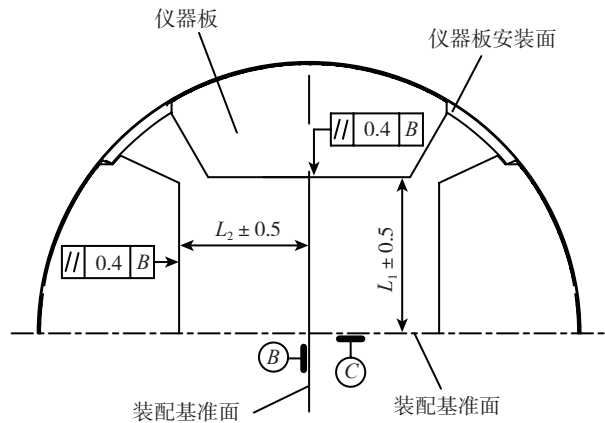
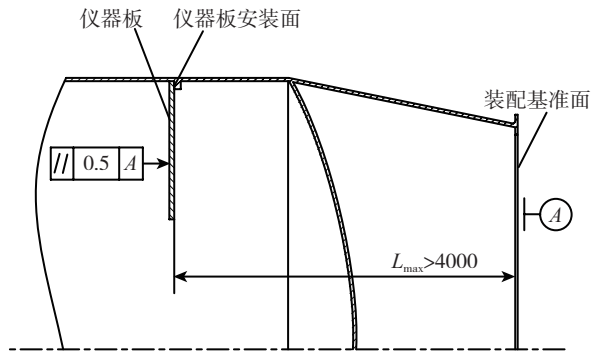


图3 某型号仪器板装配示意图

Fig.3 Diagram of instrument board assembly

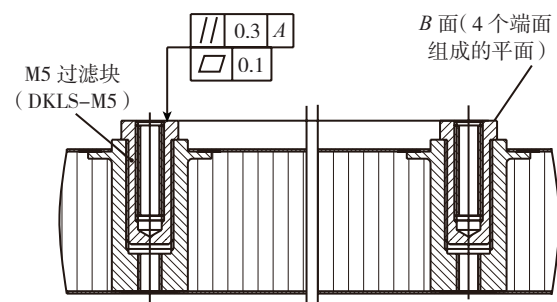
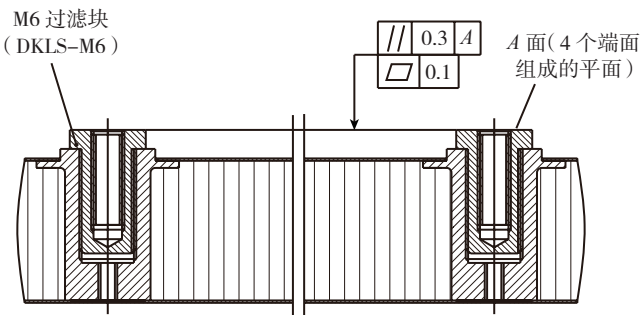


图4 仪器板上设备安装支座的精度要求

Fig.4 Claim of precision in instrument bracket on instrument board

详见图 3、图 4。

仪器板及设备安装平面的装配精度要求见表 1。其中仪器板平面与基准 A 最大距离超过 4000mm,平行度公差最高为 0.5mm,形位精度处于国标 GB/T 1184 的精密级。其余装配尺寸的精度均为中等级。仪器板上的设备安装平面的要求比仪器板自身更高,平面度要求达到 0.1mm,平行度要求达到 0.3mm。

2 装配难点分析

2.1 装配精度要求高

仪器板的装配公差最高为精密级,由于舱体制造应力、焊接变形等因素的影响,仪器板安装面自身的平面度(最大 0.5mm)以及与 A 基准(整舱基准,位于图 2 所

示舱体最右侧端面)的平行度(最大 0.7mm)较差,已超出仪器板安装后的精度要求,特别是仪器板上安装的部分特殊设备(如陀螺仪等),对安装精度的要求已远远高于仪器板装调所能达到的极限水平。

2.2 仪器板安装面与基准面位于舱体两侧,测量难度大

仪器板安装于舱体内部,其装配基准为虚拟的象限基准,以及在舱体外侧的端面基准,如图 3 所示,采用传统的直接测量方法以及单台的精测设备无法完成测量

表 1 某型号仪器板及设备安装平面的装调精度表

序号	项目	基准	精度要求 /mm	备注
1	仪器板平面与 A 面平行度	A	0.5	$L_{\max} \geq 4000\text{mm}$
2	仪器板边缘与 B 基准平行度	B	0.4	—
3	仪器板边缘与 C 基准平行度	C	0.4	—
4	仪器板边缘距 B 基准的距离	B	$L_1 \pm 0.5$	$L_{1\max} \geq 950\text{mm}$
5	仪器板边缘距 C 基准的距离	C	$L_2 \pm 0.5$	$L_{2\max} \geq 750\text{mm}$
6	设备安装面与 A 基准平行度	A	0.3	$L_{\max} \geq 4000\text{mm}$
7	设备安装面平面度	—	0.1	400mm × 400mm

任务或者测量困难。

其次,整个测量过程中,舱体必须保持静止,不能进行任何引起位置变化的操作。操作人员每次进舱调整完仪器板后,舱体会发生实际位移,测量时均需重新建立基准。若采用初始装配基准,使用多台精测设备反复联合测量,操作复杂、劳动强度大。

2.3 仪器板安装面变形,装配应力大

由于舱体制造中存在应力及变形等因素,导致舱内安装仪器板的平面发生变形,若仪器板直接安装,首先变形的安装面会导致仪器板装配变形,产生较大装配应力,其次是仪器板自身会产生变形,装配精度不能满足要求。

3 密封舱内结构精密装调方案

如何达到设计指标要求是装配过程中遇到的主要难题。仅从装配工艺及舱体、仪器板的加工制造精度上考虑,已无法实现高精度仪器对安装面的精度要求。为此,从确保高精度仪器安装精度的角度,提出了“测量、加工、装配调试一体化”的总体方案。一体化装配理念将制造的工艺需求反馈体现在设计方案中,在设计之初

即充分考虑了后期的制造难点及解决方法,为后续的研制提供了基本的前提:即设备安装支座与主结构的分体式设计。

对于仪器板的安装,选用了测量辅助装配技术^[1],通过精测手段获得仪器板各阶段的装配数据,根据精测数据与理论数据的对比,指导对仪器板进行修配、调整直至满足装配要求,减少了对专用装配工装、测量工具的需求。

对于仪器板上的高精度设备安装平面的调试,在仪器板调试到位后,采用了测量辅助逆向建模,离线数控加工的方法实现高精度设备安装支架的精密加工,最后结合测量辅助装配技术,使加工精度和装配精度在产品上得以复现。

3.1 密封舱内结构的装配工艺流程

3.1.1 仪器板装配流程

针对仪器板的装配技术要求,设计制定了仪器板的装配流程,如图5所示。

3.1.2 设备安装支架装调流程

在仪器板完成装配调试以后,进行设备安装支架的装调。此时仪器板完全固定,有较好的承载能力,并具

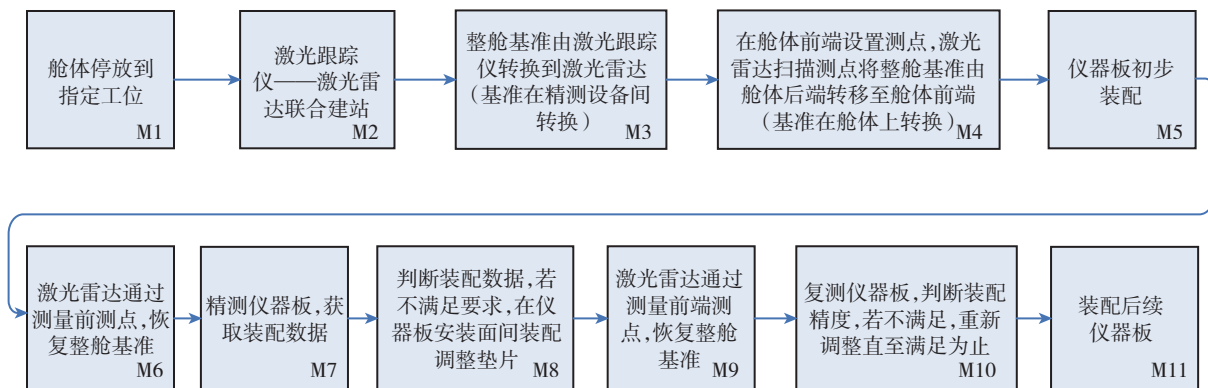


图5 仪器板装配流程

Fig.5 Flow chart of instrument board assembly

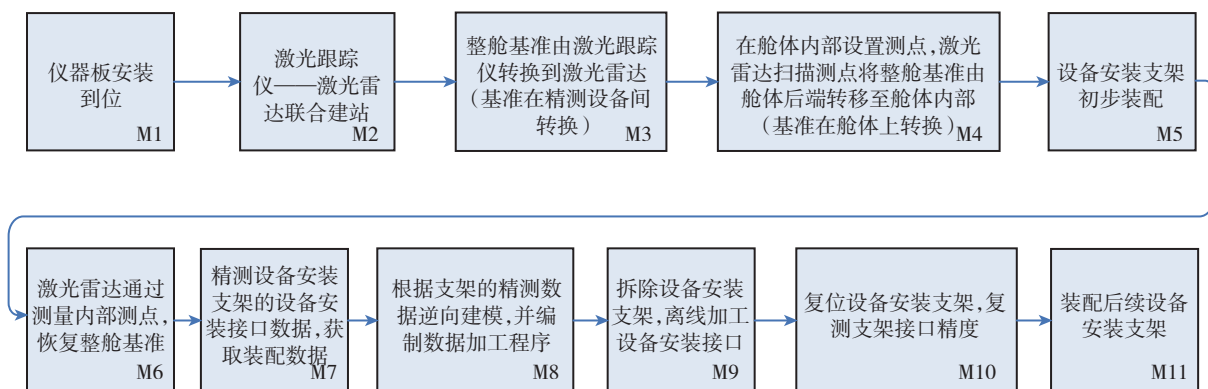


图6 设备安装支架装调工艺流程

Fig.6 Flow chart of instrument bracket assembly

有一定的精度保持能力,不会因为支架的安装而影响到自身的精度,为设备安装支架的精密装调提供一个很好的基础精度。设备安装支架的装配流程如图6所示。

3.2 基于密封舱的空间测量网络组建

密封舱内结构初步装配后,需要进行测量来分析舱内结构的实际装配精度。由于舱内结构安装位置与测量基准分别位于舱体的内外,如图3所示,单台精测设备无法同时获取基准面和测量面的信息。因此,该航天器装配过程的测量选用了多台精测设备联合组网的大尺寸测量方法^[2-3],以满足装配的需求。目前大尺寸测量常用仪器主要有激光跟踪仪、激光雷达、经纬仪、室内GPS、测量臂、摄影测量系统等,各种测量设备各有优缺点,可以根据实际需求不同选择不同的测量设备进行组网测量^[4]。

基于密封舱的空间组网测量技术是采用激光跟踪仪、激光雷达和主机控制器等对密封舱进行组网测量。利用单机测量原理用仪器分别采集空间点后,将不同仪器采集的数据统一到同一机器坐标系下的过程为组网测量,参数切换实现坐标统一,获取两坐标系之间的平移量和旋转量参数关系后,可在任意坐标系下输入该值切换到另外一个坐标系下,实现坐标统一的组网测量,坐标统一到同一机器坐标系后,即可通过建立舱体装配基准坐标系xyz进行舱体装配精度的组网测量。

由于激光雷达测量时不需要目标靶镜,不需与被测对象进行物理接触,测量人员不需进入复杂空间环境的舱体内部,即可以减少测量时的外界干扰,也可以提高测量的效率。故选用激光雷达为主要测量设备,用于对仪器板的安装位置进行测量;选择激光跟踪仪为辅助测量设备,用来建立及转换测量基准。

激光跟踪仪3D单点测量精度在2m范围内为0.033mm,10m范围内不超过0.05mm,可以满足测量要求。激光雷达测量空间半径可达60m,测量精度在

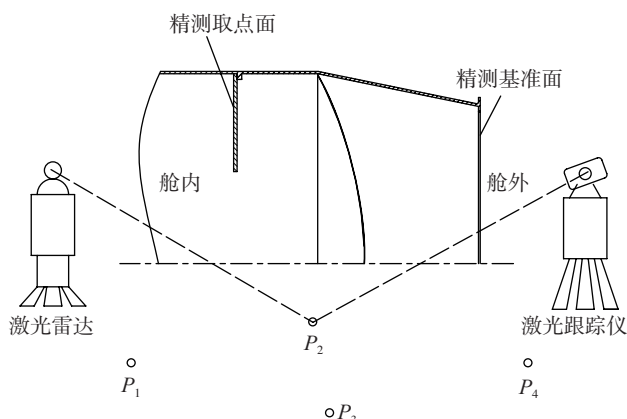


图7 激光雷达-跟踪仪联合测量示意图

Fig.7 Joint measure using radar and laser tracker

10 μm/m 量级,满足测量需求。

激光雷达-激光跟踪仪联合测量如图7所示,在测量现场布置公共点 $P=\{p_1, p_2, p_3, \dots\}$,公共点的数量越多,由激光跟踪仪向激光雷达基准转移越精确。

激光雷达-激光跟踪仪联合建立基准步骤如下:

(1)用激光跟踪仪对基准面A和公共点P进行测量,得到基准面的测量矩阵 $A_{跟踪仪}$,公共点测量矩阵 $P_{跟踪仪}$ 。

(2)用激光雷达测量公共点P,得到公共点测量矩阵 $P_{雷达}$,则可得由激光跟踪仪到激光雷达的过渡矩阵为:

$$T_1 = P_{跟踪仪}^{-1} P_{雷达} \quad (1)$$

则基准A在激光雷达的矩阵为:

$$A_{雷达} = A_{跟踪仪} P_{跟踪仪}^{-1} P_{雷达} \quad (2)$$

完成激光雷达完成整舱基准的建立。

(3)用激光雷达对舱内仪器板进行精测,将精测数据在整舱基准A雷达下进行处理,即可得到仪器板相对于整舱基准的装配精度。

3.3 舱体基准转移以提高精测效率

仪器板每次调整后,舱体均需要进行调整姿态,故需要重新建立测量基准进行下一步的测量。若采用激光雷达-跟踪仪联合建站来恢复基准,费时费力(整舱仪器板装配需要精测60多次)。故采用了将精测基准转移至舱体前端(激光雷达放置位置)的方案,使激光雷达能够同时扫描到仪器板和转移后的测量基准,则单台激光雷达即可完成仪器板精测和恢复测量基准工作,极大地提高了测量效率。

整舱基准转移步骤如下:

(1)激光雷达与激光跟踪仪联合建立装配基准,将精测基准由跟踪仪转移到激光雷达上得到装配基准 $A_{雷达}$;

(2)在航天器仪器板一侧的舱体外侧布置一定数量的精测点 $Q=\{Q_1, Q_2, Q_3, \dots\}$ (该测点与整舱基准的相对位置不随舱体姿态的改变而变化)作为装配新基准,保证激光雷达能够同时扫描到仪器板和精测点;

(3)使用激光雷达测量新基准的精测点,得到测量矩阵 $Q_{雷达}$ 。则由新基准到整舱基准的过渡矩阵为:

$$T_2 = Q_{雷达}^{-1} A_{雷达} \quad (3)$$

舱体每次移动后,使用激光雷达扫描舱体上转动后的新基准精测点,得到测量矩阵 $Q_{转动}$,则整舱基准 $A_{转动}$ 在激光雷达内还原为:

$$A_{转动} = Q_{转动} Q_{雷达}^{-1} A_{雷达} \quad (4)$$

整舱基准还原后,即可使用激光雷达对舱内仪器板进行精测。采用基准转移方法简化了操作流程,提高了精测效率。

3.4 仪器板安装精度调整

仪器板初次安装后,通过精测可得到仪器板的安装精度数据,并判断出仪器板的装配精度。若仪器板安装不满足装配精度要求,可以在仪器板与安装面间安装调整垫片来调平。通过对精测数据的分析,可确定调整垫片的厚度、外形及安装位置。安装调整垫片后,可满足仪器板精度要求,同时消除了由于安装面变形带来的装配应力。图 8 为调整垫片安装示意图。

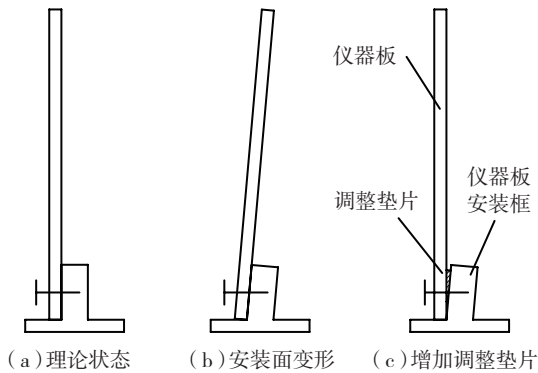


图8 安装调整垫片示意图

Fig.8 Installation of rectify washer

表2 仪器板装配后实测值

序号	项目	基准	精度要求/mm	实测值/mm	备注
1	仪器板平面与 A 面平行度	A	0.5	0.43	合格
2	仪器板边缘与 B 基准平行度	B	0.4	0.35	合格
3	仪器板边缘与 C 基准平行度	C	0.4	0.26	合格
4	仪器板边缘距 B 基准的距离	B	± 0.5	0.12	合格
5	仪器板边缘距 C 基准的距离	C	± 0.5	0.31	合格

仪器板按装配流程装调后,精测数据见表 2 所示,装配精度满足指标要求。

3.5 设备安装支架精度调整

密封舱舱内设备安装支架的精密装调,工艺流程如图 6 所示,装调工作主要分 4 步进行。

第一步,将设备安装支架(设备安装接口未加工)安装到位,并建立支架的局部定位基准,以便于支架重复拆装时的装配定位。利用精测设备建立支架精测前的整舱基准,并在该基准下对支架的设备安装接口位置进行精测(测点包括支架接口处的外形、端面)。

第二步,在 CAD/CAM 软件中建立整舱实际的 I-III 象限平面基准 B、II-IV 象限平面基准 C 及后端框基准面 A,再建立待加工支座安装面的三维实体模型,模型

在整舱基准坐标系下的实际位置通过精测数据来真实反映到 CAM 软件中去,再按照支座的理论值建立支座的设备安装面特征的理论模型,建立支座理论模型时基准面必须选则根据实际精测结果所建立的基准面。理论平面与实际模型交汇,理论平面上部为支座的实际加工余量,同时若存在设备安装孔特征,也可以真实反映在模型实体上,如图 9 原理图所示。去除量及加工位置确

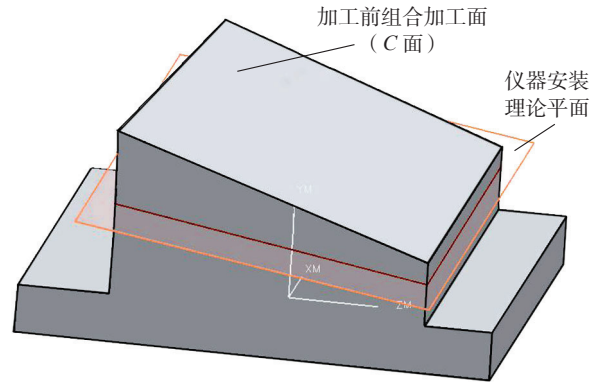


图9 支座的实际平面与理论平面位置关系示意图

Fig.9 Connection between academic plane and actual plane

定后,即可开展数控编程。

第三步,将支座从密封舱内拆下,根据前期确定的加工基准以及加工余量,使用数控机床将支座上的余量去除,并加工设备安装孔,从而实现高精度设备安装接口的离线加工。

第四步,将加工后的支座通过局部定位基准线安装到密封舱相应位置,再对其进行复测,以检验是否达到设计指标要求。

设备安装支架按照装调流程完成调试后,精度指标达到的设计要求,见表 3。

表3 设备安装支架装配后实测值

序号	项目	基准	精度要求/mm	实测值/mm	备注
1	设备安装面与 A 基准平行度	A	0.3	0.2	合格
2	设备安装面平面度	—	0.1	0.05	合格

4 结束语

在大型航天器舱内结构装调过程中,对仪器板以及高精度设备安装支架装配特点和技术要求进行了分析,针对舱内结构装配精度高,提出了“测量、加工、装配调试一体化”的工艺总方案;针对测量难点,采取了多台精测设备联合建站、舱体基准转移等精测工艺措施;针

(下转第 58 页)

经过大量的试验之后发现,使用这种加工动作,能够有效地解决刀具在两种材料之间的过渡问题,减少过渡时刀具的抖动现象,使刀具对孔壁磨损降低,提高孔的加工质量。

4.2 基准扫描解决方案

为了保证机器人系统能够通过加工之前的基准孔扫描。首先在预装工装之上加装钻套,钻套的位置根据理论数模中基准孔的位置确定,这样能够尽可能地减少人工加工基准孔的误差;然后在柔性装夹系统中增加定位器数量,使工件在装夹系统中的位置定位更加准确和牢固,实现减少因装夹导致的位置偏差的目的;同时可以修改柔性装夹系统的转动控制系统,更加精确地控制工装的转动,减少因工装旋转造成的位置精度丢失。

4.3 法向找正问题解决方案

在最多只有 2 个传感器的位置落在零件上时,如果加工工件外形曲率变化不大,可以使用冻结法向的方法来确认待加工孔的法线方向,即在加工完最后一个能够使用法向传感器找到法向的孔之后,将这个孔的法向参数固定在程序中,之后需要加工的孔,沿用该孔的法向参数。

使用这种方法能够在法向传感器无法产生作用时,最大限度地满足加工需求,保证待加工孔的法向精度。同时可以对系统进行改进,采用其他的法向找正方式,例如可以采用扫描待加工孔位附近表面曲率的方式,但因这种方法将会改变系统的现有模式,对系统产生较大影响,而且改进时的成本也较高,所以较少采用。

5 结论

自动制孔技术是提高飞机钻孔质量和加工效率的重要手段,本文针对翼面类部件的加工特点,分析了在使用自动制孔机器人加工该类零件时出现的难点及问题,提出了相应的解决方案,并通过试验验证了解决方案的可行性。本文提到的这些问题,只是机器人自动制孔系统在实际加工应用时遇到的问题中较为突出的,除此之外还存在其他问题,例如在离线编程阶段,会涉及到坐标融合;实际加工阶段,加工路径的合理安排等问题。

综上所述,想要使机器人加工更加顺利、效率得到有效提高,还有很多问题亟待解决,需要我们进行更多的学习研究。

参考文献

[1] 毕树生,宗光华,梁杰. 机器人技术在航空制造业中的应用. 机器人技术与应用,2009(3):29-35.

(责编 亿霖)

(上接第 45 页)

7 结论

翼身融合整体结构装配涉及多学科多领域,通过柔性装配技术规划研究,确定了不同阶段应用的不同柔性装配技术,得到了柔性装配工装的输入,自动制孔设备的利用率,统计出所需的工艺装备和专用设备,为实现翼身融合整体结构优异性能,满足设计技术要求,提高装配质量提供了有效保障。同时,翼身融合整体结构涵盖了机翼和机身,其他型号的非翼身融合结构在开展柔性装配时,本研究成果也可提供一些支持和服务。

参考文献

[1] 彭亮,薛红军,张玉刚. 翼身融合飞机结构研究. 科学技术与工程,2009(8):244-247.

(责编 小城)

(上接第 49 页)

为独立完成的全过程数字化制造模式,从根本上提高了管路系统制造的响应速度,为后续日益增长的型号任务提供了必要的技术支持和保障。

参考文献

- [1] 高慎斌. 卫星制造技术(下). 北京:中国宇航出版社,2006.
- [2] 孙伟,闫荣鑫,韩琰. 航天器密封管路的气态与示漏气体漏率等效关系研究. 航天器环境工程,2009.
- [3] 王奇娟,薛忠明,杨颂华,等. 钛合金、不锈钢和铝合金异材管路结构钎焊工艺. 航天制造技术,2007(6):25-27.

(责编 亦非)

(上接第 54 页)

对舱体变形、装配应力大,采用增加调整垫片的工艺措;针对设备安装支架精度要求高,引入了离线加工的工艺措施,保证了舱内结构装配后满足各项技术指标要求。该装配工艺技术可在未来空间站等大型密封舱内结构的高精度装配提供借鉴。

参考文献

- [1] 熊威,甘忠. 测量辅助飞机装配技术. 航空制造技术,2011(8):57-60.
- [2] 张于. 基于统一空间测量网络的大尺寸测量方法. 航天器环境工程,2011,28(3):277-281.
- [3] 王莉,方伟,邢宏文. 大尺寸空间测量方法的实施及应用. 南京航空航天大学学报,2012,44(S):48-51.
- [4] 刘建新,马强,杨再华. 激光跟踪测量系统及其在航天器研制中的应用. 航天器环境工程,2008,25(3):286-290.

(责编 良辰)