



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 104148914 B

(45) 授权公告日 2016.06.22

(21) 申请号 201410388070.9

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2014.08.07

B23P 19/00(2006.01)

B25B 27/00(2006.01)

B64F 5/00(2006.01)

(73) 专利权人 天津航天长征火箭制造有限公司

地址 300462 天津市滨海新区经济技术开发区
西区新业六街19号西区投资服务中心
301号

审查员 孟涛涛

专利权人 中国运载火箭技术研究院

(72) 发明人 乔志峰 孟凡新 赵瑞峰 冯叶素

杜正勇 李强 李新友 陈乃玉

李刚 张志博 赵庆斌 蔡辉

杨中宝

(74) 专利代理机构 天津滨海科纬知识产权代理

有限公司 12211

代理人 李震勇

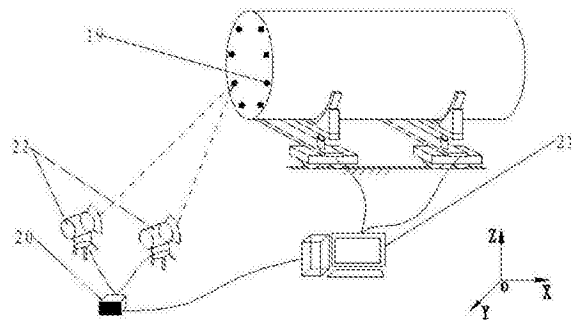
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

一种用于火箭部件对接的调姿装配系统及调姿方法

(57) 摘要

本发明创造提供一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,包括调姿系统、测试系统和控制器,调姿系统包括第一导轨、横梁和导轨轮,导轨轮通过水平移动机构可沿第一导轨移动,还包括两个平行设置的调姿装置,每个调姿装置横架在两个第一导轨上方,且与横梁顶面相连,每个调姿装置包括支撑梁、升降台、托架支座和弧形托架。一种用于火箭部件对接的调姿装配系统的调姿方法包括六个步骤。调姿系统包括两个调姿装置,测量系统为光学测量装置、位于箭体端部的测量点和处理器。单个调姿装置结合第一导轨、导轨轮和水平移动机构能实现四自由度调姿,两个调姿装置配合使用时能实现六自由度调姿,六个自由度调节相互独立互不影响,且能配合调节。



1. 一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:包括调姿系统、测试系统和控制器(21),所述调姿系统包括两根平行设置的第一导轨(18),两根所述第一导轨(18)所构成的平面为水平面,每个所述第一导轨(18)上设有若干横梁(16),所述横梁(16)下部设有导轨轮(17),所述导轨轮(17)通过水平移动机构驱动可沿第一导轨(18)移动,还包括两个平行设置的调姿装置,每个所述调姿装置横架在两个所述第一导轨(18)上方,且与所述横梁(16)顶面相连,每个所述调姿装置均包括支撑梁(23)、升降台(3)、托架支座(4)和用于支撑箭体的弧形托架(7),所述支撑梁(23)横架在两个所述第一导轨(18)上方,且与所述横梁(16)顶面相连,所述升降台(3)通过升降机构固定在所述支撑梁(23)上,所述托架支座(4)安装在所述升降台(3)的台面上,所述托架支座(4)通过垂直移动机构驱动可沿垂直于第一导轨(18)的方向移动,且所述托架支座(4)的移动方向与水平面平行,所述托架支座(4)上端面为与所述弧形托架(7)相配合的弧形结构,用于支撑所述弧形托架(7),所述弧形托架(7)通过回转机构驱动可绕与第一导轨(18)移动方向平行的坐标轴旋转,所述测试系统包括光学测量装置、位于箭体端部的测量点(19)和处理器(20),所述光学测量装置与所述处理器(20)相连,所述处理器(20)、水平移动机构、升降机构、垂直移动机构、回转机构均与所述控制器(21)相连;

所述弧形托架(7)底部设有支撑滚轮(12),所述托架支座(4)上端的弧形结构设有垂直于第一导轨(18)的第三导轨,所述弧形托架(7)可沿所述第三导轨移动。

2. 根据权利要求1所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:所述水平移动机构为丝杠螺母伸缩装置,由电机驱动,所述电机与所述控制器(21)相连。

3. 根据权利要求2所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:所述升降机构为蜗轮蜗杆升降机(1),由电机驱动,所述电机与所述控制器(21)相连。

4. 根据权利要求3所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:所述垂直移动机构为丝杠螺母结构,平移螺母(13)固定在所述托架支座(4)的一个侧面上,该侧面与水平面垂直,且该侧面与所述第一导轨(18)的移动方向平行,平移丝杠(14)与平移螺母(13)螺纹连接,平移丝杠(14)通过固定支架固定在所述升降台(3)的台面上,平移丝杠(14)由电机驱动,所述电机与所述控制器(21)相连。

5. 根据权利要求1所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:所述托架支座(4)下设有移动滚轮(5),所述升降台(3)的台面上设有第二导轨,所述第二导轨与所述第一导轨(18)垂直,所述托架支座(4)通过移动滚轮(5)可沿所述第二导轨移动。

6. 根据权利要求3所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:所述回转机构为丝杠螺母结构,所述弧形托架(7)的底部设有叉形件(8),所述叉形件(8)一端与所述弧形托架(7)底面固连,另一端设有由两个叉体组成的开口,回转螺母(9)可移动地设于所述开口内,回转丝杠(11)与所述回转螺母(9)螺纹连接,所述回转丝杠(11)的一端与所述托架支座(4)底面相连,另一端与所述托架支座(4)的侧面相连,该侧面为平移螺母(13)所连接侧面的相对面,所述回转丝杠(11)由电机驱动,所述电机与所述控制器(21)相连。

7. 根据权利要求6所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,其特征在于:所述叉形件(8)的两个叉体内侧设有第四导轨,所述回转螺母(9)通过卡销(10)可沿第四导轨移动,移动方向与所述叉形件(8)的两个叉体平行,所述卡销(10)与所述第四导轨相配合。

8. 根据权利要求1所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统的调姿方法,其特征

在于:该方法包括以下步骤:

(1)将待调整的火箭大部件箭体放置在两个调姿装置上;

(2)以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点(19)在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值;

(3)根据测量点(19)坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿;

(4)给定待调整火箭大部件箭体目标位姿;并计算出待调整量;

(5)规划出待调整火箭大部件箭体从当前位姿到目标位姿的路径;

(6)根据路径,利用控制器(21)控制调姿系统完成调姿过程。

9.根据权利要求8所述的一种用于火箭部件对接的调姿装配系统的调姿方法,其特征在于:所述以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点(19)在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值是:以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点(19)在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值 $p_i=[x_i \ y_i \ z_i](i=1,2,3\cdots)$,

所述根据测量点(19)坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿是:根据测量点(19)坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置 $P=[X \ Y \ Z]$,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态 $RPY=[A \ B \ C]$;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿 $D=[X \ Y \ Z \ A \ B \ C]$,

所述待调整火箭大部件箭体目标位姿;并计算出待调整量是:给定待调整火箭大部件箭体目标位姿 $D_1=[X_1 \ Y_1 \ Z_1 \ A_1 \ B_1 \ C_1]$;并计算出待调整量 $\Delta D=D_1-D=[\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z \ \Delta A \ \Delta B \ \Delta C]$,

所述规划出待调整火箭大部件箭体从当前位姿到目标位姿的路径是:确定待调整量 ΔD 中6个参数的调整次序、调整速度及加速度参数,

所述根据路径,利用控制器(21)控制调姿系统完成调姿过程是:启动控制器(21)和控制程序,根据调整参数驱动调姿系统,完成各个自由度的调整。

一种用于火箭部件对接的调姿装配系统及调姿方法

技术领域

[0001] 本发明创造属于机械装配领域,尤其是涉及一种用于火箭部件对接的调姿装配系统及调姿方法。

背景技术

[0002] 国内航天制造领域中,火箭部段的对接装配仍然沿用几十年前手工操作加专用工装为主的箭体分段装配方式,装配协调和部段调姿分别依靠人眼目视和手工操作。其主要过程为:待对接的火箭部段分别放在对接架车上,相邻两部件间的对接端面上通常有一圈连接孔和连接销,靠几个工人推动一个部件缓慢靠近另一部件,观察定位销、孔,手工调节相应部段的位姿,待定位销、孔对准后将部段对接。工作中往往呈现出以下问题:①对接面上孔销配合精度不高,常造成强行挤压装配;②部段长度和直径较大,手工调姿困难;③装配质量和对接精度较多的依赖现场操作人员的操作水平和已有经验,稳定性不高。除此之外,随着新一代运载火箭的尺寸和重量的增加,传统对接工艺中操作同步性差、部段姿态不能量化检测、装备集成化程度低等缺点也会不断的涌现。除此之外,这种方式存在无法精确测量火箭大部段的位姿、火箭大部段位姿调整量无法精确计算,以及火箭大部段位姿调整量无法实现量化等缺点,严重影响火箭大部段对接装配的精度和质量。

发明内容

[0003] 本发明创造针对火箭装配工作的实际需要,提供一种用于火箭部件对接的调姿装配系统及调姿方法。调姿装配系统可以较好的解决火箭部段对接中操作同步性差、部段姿态不能量化检测、调整等,装备集成化程度低等缺点;减少在装配中需要反复试装配的次数以及人为因素造成的装配误差等,大大提高火箭部段对接质量和精度。

[0004] 为解决上述技术问题,本发明创造采用的技术方案是:一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,包括调姿系统、测试系统和控制器,所述调姿系统包括两根平行设置的第一导轨,两根所述第一导轨所构成的平面为水平面,每个所述第一导轨上设有若干横梁,所述横梁下部设有导轨轮,所述导轨轮通过水平移动机构驱动可沿第一导轨移动,还包括两个平行设置的调姿装置,每个所述调姿装置横架在两个所述第一导轨上方,且与所述横梁顶面相连,每个调姿装置包括支撑梁、升降台、托架支座和用于支撑箭体的弧形托架,所述支撑梁横架在两个所述第一导轨上方,且与所述横梁顶面相连,所述升降台通过升降机构固定在所述支撑梁上,所述托架支座安装在所述升降台的台面上,所述托架支座通过垂直移动机构驱动可沿垂直于第一导轨的方向移动,且所述托架支座的移动方向与水平面平行,所述托架支座上端面为与所述弧形托架相配合的弧形结构,用于支撑所述弧形托架,所述弧形托架通过回转机构驱动可绕与第一导轨移动方向平行的坐标轴旋转,所述测试系统包括光学测量装置、位于箭体端部的测量点和处理器,所述光学测量装置与所述处理器相连,所述处理器、水平移动机构、升降机构、垂直移动机构、回转机构均与所述控制器相连。

[0005] 进一步,所述水平移动机构为丝杠螺母伸缩装置,由电机驱动,所述电机与所述控

制器相连。

[0006] 进一步,所述升降机构为蜗轮蜗杆升降机,由电机驱动,所述电机与所述控制器相连。

[0007] 进一步,所述垂直移动机构为丝杠螺母结构,平移螺母固定在所述托架支座的一个侧面上,该侧面与水平面垂直,且该侧面与所述第一导轨的移动方向平行,平移丝杠与平移螺母螺纹连接,平移丝杠通过固定支架固定在所述升降台的台面上,平移丝杠由电机驱动,所述电机与所述控制器相连。

[0008] 进一步,所述托架支座下设有移动滚轮,所述升降台台面上设有第二导轨,所述第二导轨与所述第一导轨垂直,所述托架支座通过移动滚轮可沿所述第二导轨移动。

[0009] 进一步,所述回转机构为丝杠螺母结构,所述弧形托架的底部设有叉形件,所述叉形件一端与所述弧形托架底面固连,另一端设有由两个叉体组成的开口,回转螺母可移动地设于所述开口内,回转丝杠与所述回转螺母螺纹连接,所述回转丝杠的一端与所述托架支座底面相连,另一端与所述托架支座的侧面相连,该侧面为平移螺母所连接侧面的相对面,所述回转丝杠由电机驱动,所述电机与所述控制器相连。

[0010] 进一步,所述叉形件的两个叉体内侧设有第四导轨,所述回转螺母通过卡销可沿第四导轨移动,移动方向与所述叉形件的两个叉体平行,卡销与所述第四导轨相配合。

[0011] 进一步,所述弧形托架底部设有支撑滚轮,所述托架支座上端的弧形结构设有垂直于第一导轨的第三导轨,所述弧形托架可沿所述第三导轨移动。

[0012] 进一步,用于火箭部件对接的调姿装配系统的调姿方法,包括以下步骤:

[0013] (1)将待调整的火箭大部件箭体放置在两个调姿装置上;

[0014] (2)以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值;

[0015] (3)根据测量点坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿;

[0016] (4)给定待调整火箭大部件箭体目标位姿;并计算出待调整量;

[0017] (5)规划出待调整火箭大部件箭体从当前位姿到目标位姿的路径;

[0018] (6)根据路径,利用控制器控制两个调姿装置完成调姿过程。

[0019] 进一步,所述以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值是:以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值 $p_i=[x_i \ y_i \ z_i] (i=1,2,3,\dots)$,

[0020] 所述根据测量点坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿是:根据测量点坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置 $P=[X \ Y \ Z]$,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态 $RPY=[A \ B$

C];并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿 $D=[X\ Y\ Z\ A\ B\ C]$,

[0021] 所述待调整火箭大部件箭体目标位姿;并计算出待调整量是:给定待调整火箭大部件箭体目标位姿 $D_1=[X_1\ Y_1\ Z_1\ A_1\ B_1\ C_1]$;并计算出待调整量 $\Delta D=D_1-D=[\Delta X\ \Delta Y\ \Delta Z\ \Delta A\ \Delta B\ \Delta C]$,

[0022] 所述规划出待调整火箭大部件箭体从当前位姿到目标位姿的路径是:确定待调整量 ΔD 中6个参数的调整次序、调整速度及加速度参数,

[0023] 所述根据路径,利用控制器控制调姿系统完成调姿过程是:启动控制器和控制程序,根据调整参数驱动调姿系统,完成各个自由度的调整。

[0024] 本发明创造具有的优点和积极效果是:一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,包括调姿系统、测量系统和控制器。其中调姿系统包括两个调姿装置,测量系统为光学测量装置、位于箭体端部的测量点和处理器。单个调姿装置结合第一导轨、导轨轮和水平移动机构可实现四自由度调姿,两个调姿装置和第一导轨、导轨轮及水平移动机构配合使用时能实现六自由度调姿。除此之外,本发明创造可用于较短部段的对接,六个自由度调节相互独立互不影响,并且能配合调节。一种用于火箭部件对接的调姿装配系统的调姿方法,通过对测量数据的处理,可以得到精确的箭体调整量;对火箭大部段箭体六个自由度的调姿顺序优化,比以往手动调整的思路更清晰,避免出现自由度之间调整不协调的现象,可以在调姿过程中更好的保护箭体。

附图说明

[0025] 图1是调姿系统结构示意图;

[0026] 图2是本发明创造一个实施例的结构示意图;

[0027] 图3是一个调姿装置结构示意图;

[0028] 图4是图3的局部放大图;

[0029] 图5是调姿方法的六自由度优化顺序图。

[0030] 图中:

[0031] 1、涡轮蜗杆升降机; 2、Z轴升降旋转手轮; 3、升降台;

[0032] 4、托架支座; 5、移动滚轮; 6、A轴回转手轮;

[0033] 7、弧形托架; 8、叉形件; 9、回转螺母;

[0034] 10、卡销; 11、回转丝杠; 12、回转滚轮;

[0035] 13、平移螺母; 14、平移丝杠; 15、Y轴移动旋转手轮;

[0036] 16、横梁; 17、导轨轮; 18、第一导轨;

[0037] 19、测量点; 20、处理器; 21、控制器;

[0038] 22、激光跟踪仪; 23、支撑梁。

具体实施方式

[0039] 下面结合附图对本发明创造的具体实施例做详细说明。

[0040] 如图1所示,一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,包括调姿系统、测试系统和控制器21,所述调姿系统包括两根平行设置的第一导轨18,两根所述第一导轨18所构成的平面为水平面,每个所述第一导轨18上设有若干横梁16,所述横梁16下部设有导轨轮17,所

述导轨轮17通过水平移动机构驱动可沿第一导轨18移动,还包括两个平行的调姿装置,每个所述调姿装置横架在两个所述第一导轨18上方,且与所述横梁顶面相连,每个调姿装置均包括支撑梁23、升降台3、托架支座4和用于支撑箭体的弧形托架7,所述支撑梁23横架在两个所述第一导轨18上方,且与所述横梁16顶面相连,所述升降台3通过升降机构固定在所述支撑梁23上,所述托架支座4安装在所述升降台3的台面上,所述托架支座4通过垂直移动机构驱动可沿垂直于第一导轨18的方向移动,且所述托架支座4的移动方向与水平面平行,所述托架支座4上端面为与所述弧形托架7相配合的弧形结构,用于支撑所述弧形托架7,所述弧形托架7通过回转机构驱动可绕与第一导轨18移动方向平行的坐标轴旋转,所述测试系统包括光学测量装置、位于箭体端部的测量点19和处理器20,所述光学测量装置与所述处理器20相连,所述处理器20、水平移动机构、升降机构、垂直移动机构、回转机构均与所述控制器21相连。

[0041] 所述光学测量装置为激光跟踪仪22或GPS发射器。

[0042] 所述水平移动机构为丝杠螺母伸缩装置,由手轮或电机驱动,所述电机与所述控制器21相连。

[0043] 所述升降机构为蜗轮蜗杆升降机1,由手轮或电机驱动,所述电机与所述控制器21相连。

[0044] 所述垂直移动机构为丝杠螺母结构,平移螺母13固定在所述托架支座4的一个侧面上,该侧面与水平面垂直,且该侧面与所述第一导轨18的移动方向平行,平移丝杠14与平移螺母13螺纹连接,平移丝杠14通过固定支架固定在所述升降台3的台面上,平移丝杠14由手轮或电机驱动,所述电机与所述控制器21相连。

[0045] 所述托架支座4下设有移动滚轮5,所述升降台3的台面上设有第二导轨,所述第二导轨与所述第一导轨18垂直,所述托架支座4通过移动滚轮5可沿所述第二导轨移动。

[0046] 所述回转机构为丝杠螺母结构,所述弧形托架7的底部设有叉形件8,所述叉形件8一端与所述弧形托架7底面固连,另一端设有由两个叉体组成的开口,回转螺母9可移动地设于所述开口内,回转丝杠11与所述回转螺母9螺纹连接,所述回转丝杠11的一端与所述托架支座4底面相连,另一端与所述托架支座4的侧面相连,该侧面为平移螺母13所连接侧面的相对面,所述回转丝杠11由手轮或电机驱动,所述电机与所述控制器21相连。

[0047] 所述叉形件8的两个叉体内侧设有第四导轨,所述回转螺母9通过卡销10可沿第四导轨移动,移动方向与所述叉形件8的两个叉体平行,所述卡销10与所述第四导轨相配合。

[0048] 所述弧形托架7底部设有支撑滚轮12,所述托架支座4上端的弧形结构设有垂直于第一导轨18的第三导轨,所述弧形托架7可沿所述第三导轨移动。

[0049] 用于火箭部件对接的调姿装配系统的调姿方法,包括以下步骤:

[0050] (1)将待调整的火箭大部件箭体放置在两个调姿装置上;

[0051] (2)以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点19在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值;

[0052] (3)根据测量点19坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿;

[0053] (4)给定待调整火箭大部件箭体目标位姿;并计算出待调整量;

[0054] (5)规划出待调整火箭大部件箭体从当前位姿到目标位姿的路径;

[0055] (6)根据路径,利用控制器21控制调姿系统完成调姿过程。

[0056] 所述测试系统包括光学测量装置、位于箭体端部的测量点19和处理器20,所述光学测量装置与所述处理器20相连,所述处理器20、水平移动机构、升降机构、垂直移动机构、回转机构均与所述控制器21相连。所述光学测量装置为激光跟踪仪22或GPS发射器。如图1所示的最佳实施例中,光学测量装置为两个激光跟踪仪22。通过两个激光跟踪仪22采集位于箭体端部的测量点19的坐标信息,并将数据传送至处理器20进行存储、处理,将模拟量转换成标准数字量。而后处理器20将数据传送至控制器21,用于存储及作为自动化调姿系统的判断输入数据依据。除此之外,控制器21还具有控制四个驱动机构动作的功能,即控制水平移动机构、垂直移动机构、升降机构和回转机构的动作。激光跟踪仪22的工作原理为:测试点19上设有与激光跟踪仪22相对应的激光反射装置,激光跟踪仪22会通过激光反射装置追踪测量点19的位置。

[0057] 所述以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点19在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值是:以测量系统自身坐标系为全局坐标系 $o-xyz$,利用测量系统测量出火箭大部件箭体上测量点19在全局坐标系 $o-xyz$ 中的坐标值 $p_i=[x_i \ y_i \ z_i]_{i=0,1,2,3,\dots}$ 。

[0058] 所述根据测量点19坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿是:根据测量点19坐标值在待调整火箭大部件箭体上建立一个局部坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$,采用局部坐标系原点 o_1 在全局坐标系 $o-xyz$ 下的坐标表达待调整火箭大部件箭体的位置 $P=[X \ Y \ Z]$,采用滚转、俯仰、偏摆表达待调整火箭大部件箭体的姿态 $RPY=[A \ B \ C]$;并得出待调整火箭大部件箭体的当前位姿 $D=[X \ Y \ Z \ A \ B \ C]$ 。

[0059] 所述待调整火箭大部件箭体目标位姿;并计算出待调整量是:给定待调整火箭大部件目标位姿 $D_1=[X_1 \ Y_1 \ Z_1 \ A_1 \ B_1 \ C_1]$;并计算出待调整量 $\Delta D=D_1-D=[\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z \ \Delta A \ \Delta B \ \Delta C]$ 。

[0060] 所述规划出待调整火箭大部件箭体从当前位姿到目标位姿的路径是:确定待调整量 ΔD 中6个参数的调整次序、调整速度及加速度等参数。

[0061] 所述根据路径,利用控制器21控制调姿系统完成调姿过程是:启动控制器21和控制程序,根据调整参数驱动调姿系统,完成各个自由度的调整。

[0062] 图2所示为其中一种实施例,每根第一导轨18上设有前后两个横梁16,两根第一导轨18上共设有四个横梁16,分为前后两组。每个支撑梁23横架在每组横梁16上。

[0063] 如图3所示为一种最佳实施例,升降机构采用蜗轮蜗杆升降机1,而蜗轮蜗杆升降机1、水平移动机构的丝杠、垂直移动机构的平移丝杠14和回转机构的回转丝杠11均采用手轮驱动,蜗轮蜗杆升降机1采用Z轴升降旋转手轮2驱动,垂直移动机构的平移丝杠14采用Y轴移动旋转手轮15,回转机构的回转丝杠11采用A轴回转手轮6驱动。

[0064] 当升降机构、水平移动机构的丝杠、垂直移动机构的平移丝杠14和回转机构的回转丝杠11均采用电机驱动时,电机与控制器21相连。通过控制器21发出控制信号,控制电机

动作,从而带动水平移动机构的丝杠转动,使横梁16沿第一导轨18水平移动,可设此运动方向为X轴方向;带动托架支座4沿第二导轨移动,移动方向与X轴方向垂直,设此运动方向为Y轴方向;带动升降机构伸缩动作,其动作方向与横梁16垂直,设此运动方向为Z轴方向;带动弧形托架7沿第三导轨作弧形回转运动,设此运动方向为A向,A向为绕X轴滚转方向。一个调姿装置可完成X轴、Y轴、Z轴和A轴四个方向自由度的调节。当两个调姿装置配合使用时,除了可完成X轴、Y轴、Z轴和A轴四个方向自由度的调节之外,还可完成绕Y轴俯仰(定义为B向)和绕Z轴摆动(定义为C向)两个方向自由度的调节。其六自由度分别为1、X方向移动;2、Y方向移动;3、Z方向升降;4、绕X轴滚转;5、绕Y轴俯仰;6、绕Z轴摆动。

[0065] 六个自由度实现过程如下,如图3所示:

[0066] (1)X方向移动:可以通过导轨轮17在第一导轨18上滚动实现沿第一导轨18的方向移动;

[0067] (2)Y方向移动:两个托架支座4下均设有垂直移动机构,即通过平移丝杠14和平移螺母13使垂直移动机构实现沿垂直于第一导轨18的方向移动;

[0068] (3)Z方向升降:每端横梁16的上方均设有两个蜗轮蜗杆升降机1,每个托架支座4由两个由蜗轮蜗杆升降机1组成的升降机构共同支撑,该托架支座4可由升降机构实现升降运动;

[0069] (4)绕X轴滚转:两托架支座4上有回转机构,其组成为:两个回转滚轮12、弧形托架7通过回转丝杠11和回转螺母9以及叉形件8结构可实现弧形托架7在回转滚轮12上回转,从而实现回转运动;

[0070] (5)绕Y轴俯仰:两个弧形托架7在Z方向交错升降,可以实现绕Y轴俯仰;

[0071] (6)绕Z轴摆动:两个弧形托架7在Y方向交错移动,可以实现绕Z轴摆动。

[0072] 具体操作方法为:当两个蜗轮蜗杆升降机1交错升降时,可实现箭体绕Y轴俯仰;当垂直移动机构的平移丝杠14交错移动时,可以实现箭体绕Z轴摆动。因为本发明创造具有六自由度调节能力。各自由度具体调整方法如下:

[0073] (1)X方向移动:推动横梁16使导轨轮17在第一导轨18上滚动;

[0074] (2)Y方向移动:同步转动平移丝杠14,使两个弧形托架7在Y方向同速度运动;

[0075] (3)Z方向升降:同步转动蜗轮蜗杆升降机1的伸缩,使两个弧形托架7在Z方向同速度升降运动;

[0076] (4)A轴:为绕X轴滚转,同步转动回转丝杠11,使两个弧形托架7在A轴方向同速度滚转;

[0077] (5)B轴:为绕Y轴俯仰,异步调节两个蜗轮蜗杆升降机1的伸缩,使两个弧形托架7在Z轴方向以不同速度升降运动;

[0078] (6)C轴:为绕Z轴摆动,异步调节两个平移丝杠14的转动,使两个弧形托架7在Y轴方向以不同速度运动。

[0079] 六自由度调姿优化顺序如图4所示:由于B轴和Z轴同时调节时会发生耦合,C轴和Y轴同时调节时会发生耦合,所以B轴和Z轴、C轴和Y轴应该顺序调节,不能并行。由于固连坐标系设置在对接面,B轴调节会影响Z轴,而Z轴的调节不会影响B轴,应先调节B轴再调节Z轴,就能使B轴调节过程中产生的Z轴的偏差可以在Z轴调节时消除。同理,应先调节C轴再调节Y轴。由于B轴、Z轴的调节与C轴、Y轴的调节互不干扰,为了缩短调节时间,可以并行调节。

由于X轴和A轴调节过程无耦合的情况,所以,这两个自由度的调节可以同箱间段调姿过程共同进行。

[0080] 一种用于火箭部件对接的调姿装配系统,包括调姿系统、测量系统和控制器21。其中调姿系统包括两个调姿装置,测量系统为光学测量装置、位于箭体端部的测量点19。单个调姿装置配合第一导轨18、导轨轮17及水平移动机构能实现四自由度调姿,两个调姿装置配合第一导轨18、导轨轮17及水平移动机构使用时能实现六自由度调姿。除此之外,本发明创造可用于较短部段的对接,六个自由度调节相互独立互不影响,并且能配合调节。

[0081] 以上对本发明创造的一个实施例进行了详细说明,但所述内容仅为本发明创造的较佳实施例,不能被认为用于限定本发明创造的实施范围。凡依本发明创造申请范围所作的均等变化与改进等,均应仍归属于本发明创造的专利涵盖范围之内。

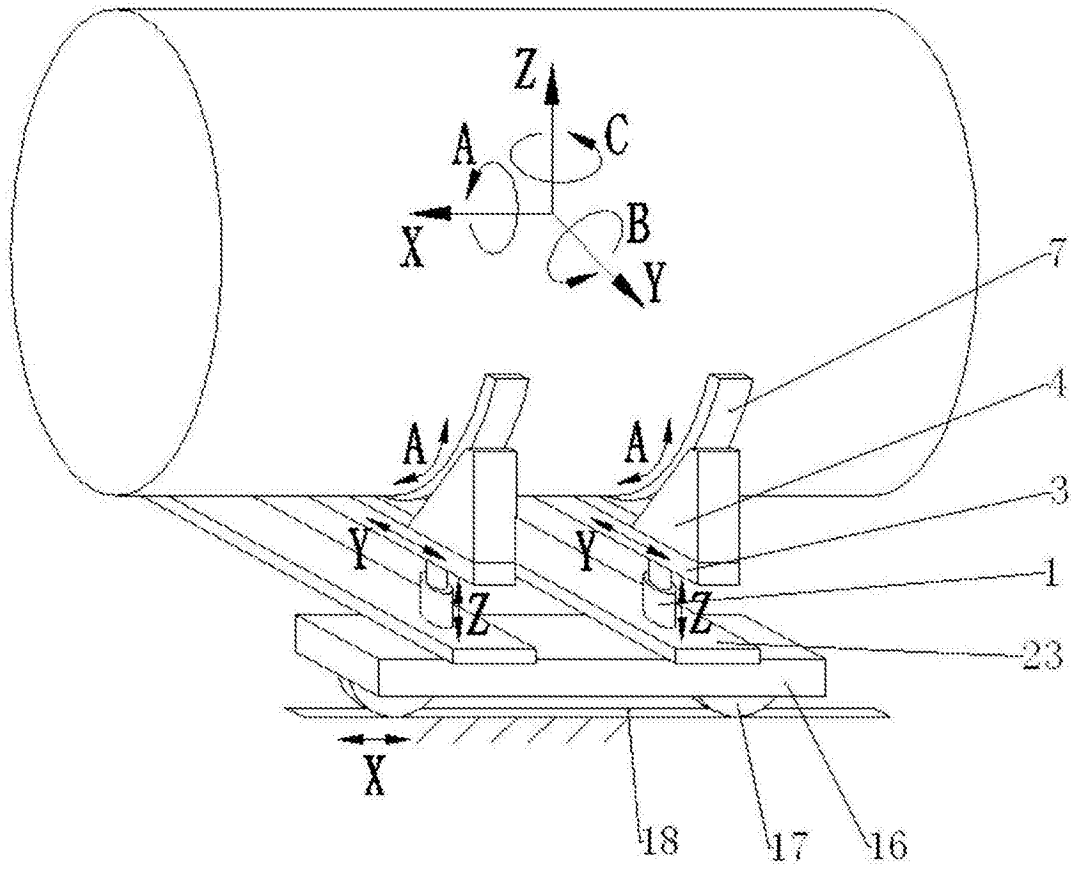


图1

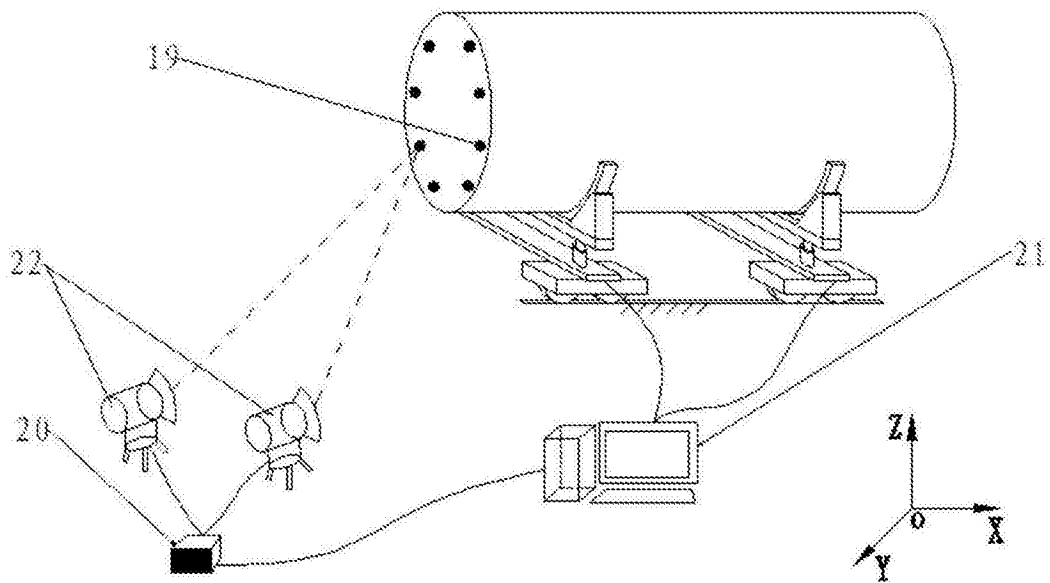


图2

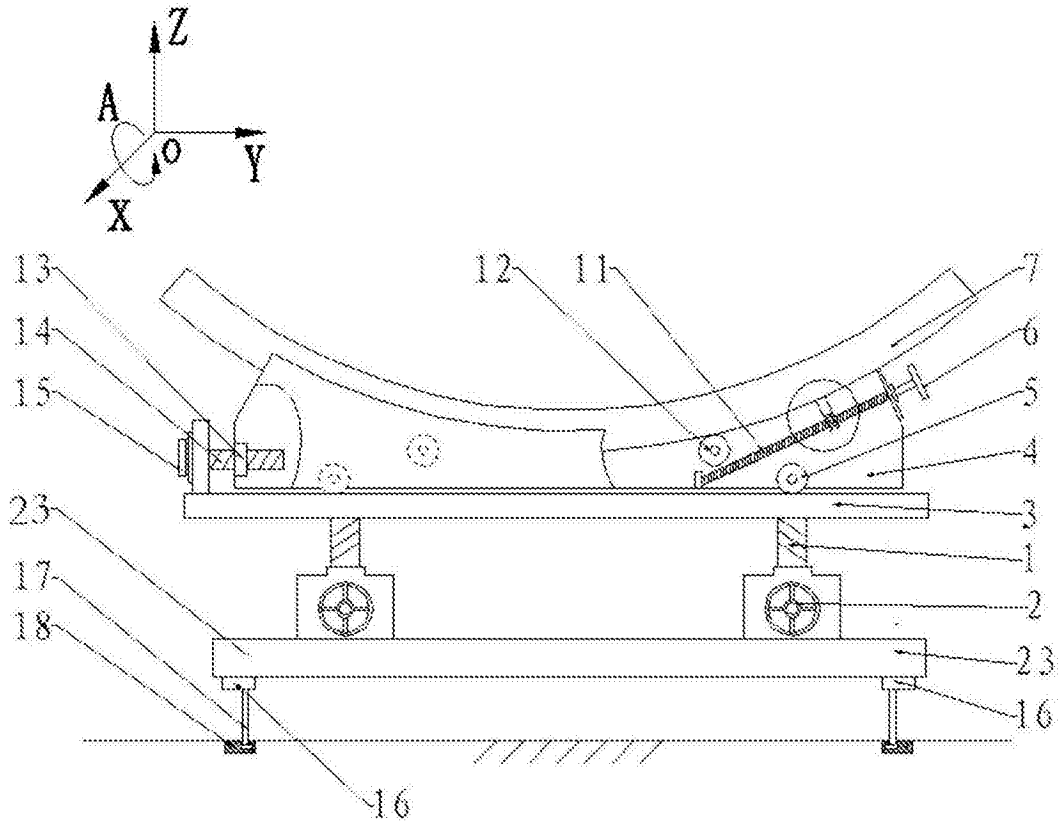


图3

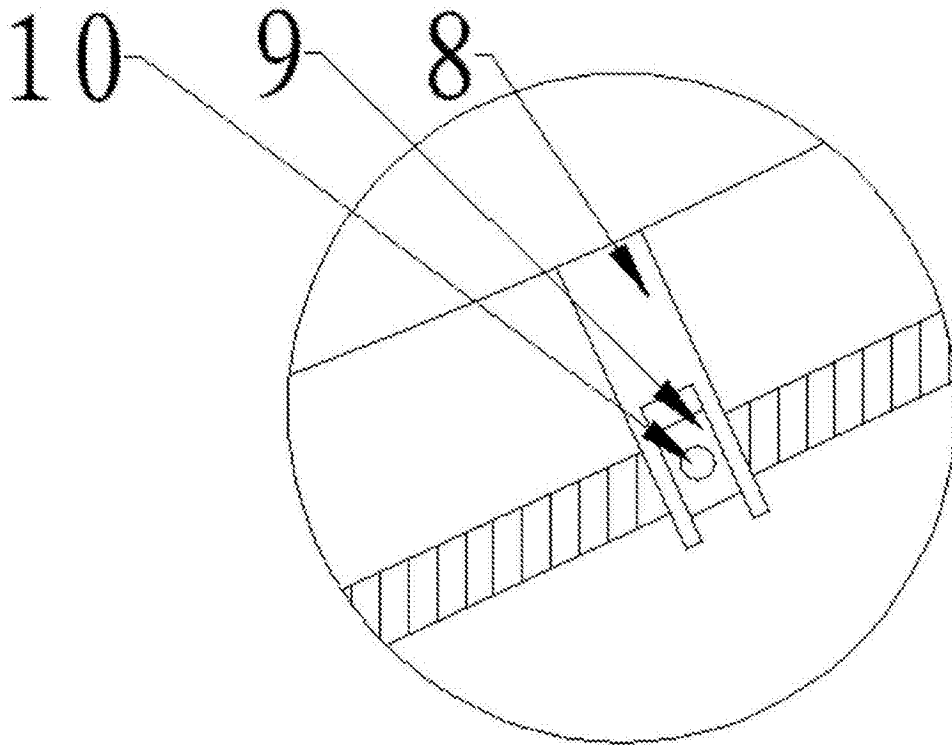


图4

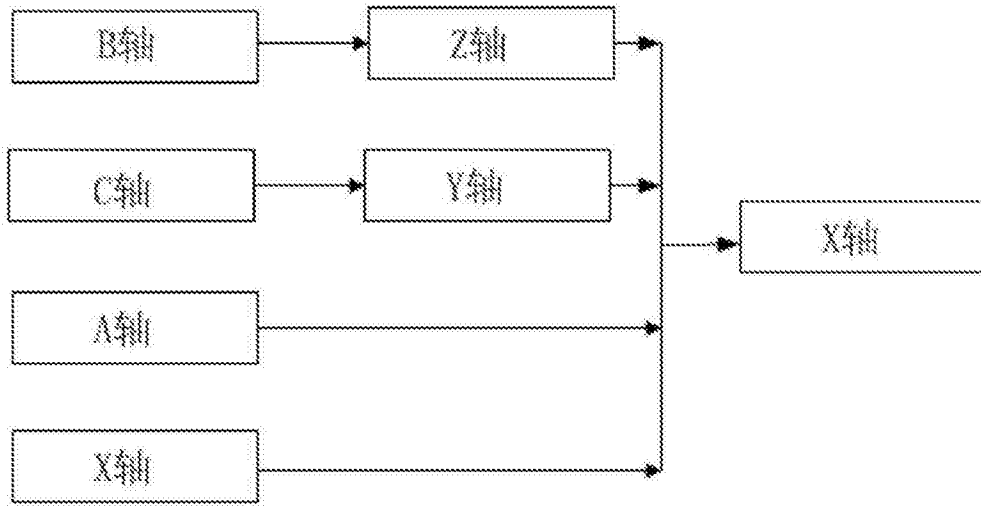


图5