



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112705920 A

(43) 申请公布日 2021. 04. 27

(21) 申请号 202011487584.1

(22) 申请日 2020.12.16

(71) 申请人 中国科学院微小卫星创新研究院
地址 201203 上海市浦东新区海科路99号
申请人 上海微小卫星工程中心

(72) 发明人 曹冬冬 安洋 陈鸿程 林宝军
田艳 刘佳伟 解放 沈苑
蒋桂忠

(74) 专利代理机构 上海智晟知识产权代理事务
所(特殊普通合伙) 31313

代理人 张东梅

(51) Int. Cl.

B23P 19/00 (2006.01)

B64G 7/00 (2006.01)

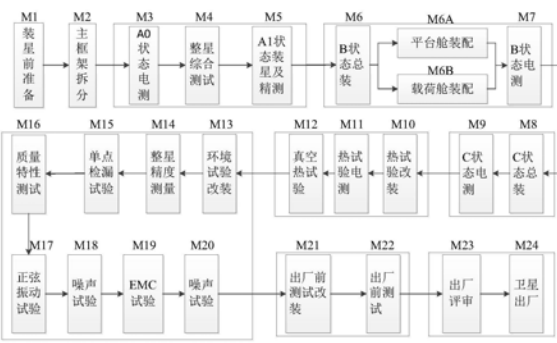
权利要求书3页 说明书8页 附图2页

(54) 发明名称

卫星装配方法

(57) 摘要

本发明提供了一种卫星装配方法,包括:完成卫星初样设计、结构图纸的绘制、卫星投产、卫星生产和卫星验收工作后,进行以下卫星装配流程,包括:进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试;在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星;在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星;在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星。



1. 一种卫星装配方法,其特征在于,包括:

完成卫星初样设计、结构图纸的绘制、卫星投产、卫星生产和卫星验收工作后,进行以下卫星装配流程,包括:

进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试;

在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星;

在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星;

在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星。

2. 如权利要求1所述的卫星装配方法,其特征在于,进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试包括:

装星前准备,包括装星文件的准备,所需工装设备的准备,主框架预装配完成;

进行第一状态整星装配,形成第一状态整星,进行整星桌面联试;

进行第二状态整星装配,形成第二状态整星,进行整星空载下精测;

进行第三状态整星装配,形成第三状态整星,进行卫星有线条件下的装星电测、卫星功能模块电测、卫星信息流测试及模飞装星测试;

进行第四状态整星装配,形成第四状态整星,进行卫星有线条件下的整星单机开关机检查。

3. 如权利要求2所述的卫星装配方法,其特征在于,

进行整星桌面联试包括:采用金属铝薄板作为试验桌面及地,所有星上设备或电缆的接地部位连接于金属铝薄板上,接至测试间卫星接地桩,连接电缆进行以下内容的电测:卫星测试最小配置系统电接口测试、电源及总体电路单机电接口测试、测控分系统单机电接口测试、姿轨控分系统单机电接口测试、结构与机构分系统单机电接口测试、以及载荷分系统电接口测试;

进行整星桌面联试还包括进行整星综合测试,包括:分别对分系统功能进行测试、信息流测试和闭环模飞进行测试;

进行整星空载下精测包括:推力器单机、陀螺单机、太阳敏感器单机、星敏感器单机的精度测量。

4. 如权利要求2所述的卫星装配方法,其特征在于,进行第一状态整星装配包括:

在单机的结构板上进行喷漆、打出气孔、贴反射镜片;

在推进系统的结构板底板上进行推进系统装配及热控包覆,并进行推进系统检漏;

检查各个结构板组成的单机壳体是否满足精度要求;

单机与结构板完成预装,所有连接螺钉均按标准拧入拧出;

采用正样紧固件将平台舱的底板、顶板与主框架安装,涂抹防松胶并按标准力矩拧紧;

采用正样紧固件将载荷舱的底板、隔板与主框架安装,涂抹防松胶并按标准力矩拧紧;

在装星单机及支架上粘贴加热片、热电偶及热敏电阻;

将主框架拆分为平台舱主框架和载荷舱主框架;

对所有紧固件的拧紧力矩进行复查。

5. 如权利要求2所述的卫星装配方法,其特征在于,进行第二状态整星装配包括:

进行推力器单机、陀螺单机、太阳敏感器单机及星敏感器单机的安装;

进行第三状态整星装配包括:

将各载荷安装至卫星的舱板上,舱板平放至安装车上,卫星各舱板为开舱状态,完成电缆初期理线,平台舱各安装板集成装配至平台舱主框架,载荷舱各安装板集成装配至载荷舱主框架;

进行第四状态整星装配包括:

平台舱及载荷舱叠舱合体,平台舱和载荷舱分别预留一块舱板不合舱,通过该舱板在开关机检查时排查故障,根据现场情况拆除平台舱和载荷舱之间的定位块。

6.如权利要求5所述的卫星装配方法,其特征在于,平台舱各安装板集成装配至平台舱主框架的步骤如下:

调整平台舱主框架,将平台舱主框架安放在平台舱专用装配平台上,用水平仪调整平台舱专用装配平台,与水平面的平行度优于1mm/1000mm,平台舱主框架上安装工艺框,保持平台舱主框架的稳定性;

安装精测工装上的棱镜和平台舱底板的棱镜,调整底板棱镜使其与精测工装的棱镜的误差在 $\pm 15''$ 范围内;

平台舱底板安装至卫星工装上,安装各个单机及电缆,贴装平台舱底板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

平台舱-Y板安装至卫星工装上,安装各个单机及电缆,贴装平台舱-Y板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

平台舱-Z板安装至卫星工装上,安装各个单机及电缆,贴装平台舱-Z板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

平台舱+Z板安装至卫星工装上,安装各个单机及电缆,贴装平台舱+Z板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

平台舱+Y板安装至卫星工装上,安装各个单机及电缆,贴装平台舱+Y板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

平台舱各安装板装配完毕,合平台舱-Y板,连接-Y板与-Z板、-Y板与+Y板之间的电缆,合平台舱-Z板,且平台舱-Z板与主框架XY面平行分离放置,连接、整理-Z板与+Y板电缆,平台舱+Y、+Z板为平躺状态,以具备分舱测试功能。

7.如权利要求5所述的卫星装配方法,其特征在于,载荷舱各安装板集成装配至载荷舱主框架的步骤如下:

调整载荷舱主框架,将载荷舱主框架安放在载荷舱专用装配平台上,用水平仪调整载荷舱专用装配平台,与水平面的平行度优于1mm/1000mm;先安装载荷舱底板、隔板与顶板,其余面上安装工艺框;

载荷舱-Y板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱-Y板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

载荷舱+Z板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱+Z板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

载荷舱+Y板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱+Y板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

载荷舱-Z板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱-Z板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

载荷舱顶板安装完单机并连接相关电缆后,撑起适当高度,检查多余物;

载荷舱各安装板装配完毕,合载荷舱-Y板,连接载荷舱-Y板与+Z、-Y板与+Y板之间的电缆,合载荷舱+Z板,连接+Y板与-Z板之间的电缆,合载荷舱+Y板,整理电缆,载荷+Y下板平躺90°状态,载荷舱-Z板45°打开状态,顶板撑起适当高度。

8.如权利要求1所述的卫星装配方法,其特征在于,在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星包括:

整星装配完整,星内电缆连接完好,所有舱板合舱,使用热控模拟件代替星外单机和天线载荷,安装星上外贴热管,安装热试验用热电偶,星外覆盖多层隔热组件;

推进贮箱为充氮气状态;

星上除热控模拟件外其他部件均为正样件状态。

9.如权利要求8所述的卫星装配方法,其特征在于,在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星包括:

拆除代替星外单机和天线载荷的热控模拟件,安装星外单机和天线载荷的正样件,去除热试验用热电偶及星外多层隔热组件;

安装试验用力学传感器;

星上除试验用力学传感器外其他部件均为正样件状态;

环境试验流程依次包括质量特性测试、安装太阳帆板、正弦振动试验、噪声试验、EMC试验、帆板展开试验、光照试验及全系统检漏试验。

10.如权利要求9所述的卫星装配方法,其特征在于,在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星包括:

出厂前测试改装包括:在不对星上设备进行任何操作的情况下拆除星上所有传感器;拆卸星上外贴热管,打开载荷舱顶板,以便卫星在测试状态更好的散发内部热量;

出厂前测试包括:检验整星经过以上所有环境试验各项指标是否有变化,是否依然满足出厂要求;

出厂改装在完成最后一次出厂前测试时进行,包括:合载荷舱顶板,安装星上外贴热管,卫星装配至最终出厂状态。

卫星装配方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星装配技术领域,特别涉及一种卫星装配方法。

背景技术

[0002] 卫星的装配是卫星在完成从预研到研制设计,从仿真分析到加工生产之后所必须进行的一系列总装工作,任何卫星都必须经历此阶段才能顺利出厂和成功发射;

[0003] 卫星的总装是根据总体的要求,将各个分系统使用的设备可靠地固定到所要求的星体位置,通过电缆和导管将它们连接起来形成质量特性、精度和气密性都能满足总体要求的整星;保证它们能够在地面阶段、发射阶段和飞行阶段等各种环境的作用下能够正常工作。

[0004] 总装设计流程的合理性将直接影响着卫星的总体方案、研制周期、研制成本以及产品的品质。总装设计师需要权衡卫星的构型、总体布局和各种总装方案的优缺点,力求在满足任务要求的情况下寻求最佳方案,以达到卫星总装的优化设计。但是,对于一个优秀的总装设计,除了满足技术指标要求之外,同时还应取得良好的品质指标和经济指标。

[0005] 卫星总装流程中除了要完成卫星的装配外,还要在装配的各个阶段完成卫星的各种环境试验,如卫星的精度测量、质量特性测试、振动试验、噪声试验、密封检漏、电性能测试、EMC测试等。

[0006] 卫星从出厂后经运输、发射上天、入轨及轨道运行等过程,要经受各种各样环境的影响和作用,这些环境的复杂性与多样性是普通工业产品难以克服的。如在地面运输的过程中卫星要经受振动和冲击作用,在发射过程中要经受加速度、噪声、振动和冲击等力学环境作用,在轨道运行过程中,卫星处于真空和深冷环境,还受到宇宙射线、太阳辐射、电磁辐射、高能粒子等作用,此外还有等离子体、地磁场、微重力等各种环境的影响。为了验证卫星设计的合理性,需要在卫星出厂前完成以上卫星可能要经历的各种恶劣环境的影响,即环境试验的考核,为了合理高效的完成以上环境试验,需要在卫星总装的时候优化总装流程,避免对卫星进行反复的拆装和由于不合理的试验顺序反复更换试验地点带来的无效运输。

[0007] 随着卫星产业的蓬勃发展,卫星的作用越来越受到人们的重视,未来将会建立更多的星座,这就要求卫星能够像汽车一样批量化的生产,合理化的制定装配流程将会大大的缩短生产周期,不仅能提高效率,还能节约成本,快速响应市场需求,从而产生更好的经济效益。

发明内容

[0008] 本发明的目的在于提供一种卫星装配方法,以解决现有的卫星装配流程中经常出现的反复拆装、无效运输,以及可能出现的重复试验等情况对卫星造成不必要损害的问题。

[0009] 为解决上述技术问题,本发明提供一种卫星装配方法,包括:

[0010] 完成卫星初样设计、结构图纸的绘制、卫星投产、卫星生产和卫星验收工作后,进行以下卫星装配流程,包括:

- [0011] 进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试;
- [0012] 在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星;
- [0013] 在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星;
- [0014] 在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星。
- [0015] 可选的,在所述的卫星装配方法中,进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试包括:
- [0016] 装星前准备,包括装星文件的准备,所需工装设备的准备,主框架预装配完成;
- [0017] 进行第一状态整星装配,形成第一状态整星,进行整星桌面联试;
- [0018] 进行第二状态整星装配,形成第二状态整星,进行整星空载下精测;
- [0019] 进行第三状态整星装配,形成第三状态整星,进行卫星有线条件下的装星电测、卫星功能模块电测、卫星信息流测试及模飞装星测试;
- [0020] 进行第四状态整星装配,形成第四状态整星,进行卫星有线条件下的整星单机开关机检查。
- [0021] 可选的,在所述的卫星装配方法中,
- [0022] 进行整星桌面联试包括:采用金属铝薄板作为试验桌面及地,所有星上设备或电缆的接地部位连接于金属铝薄板上,接至测试间卫星接地桩,连接电缆进行以下内容的电测:卫星测试最小配置系统电接口测试、电源及总体电路单机电接口测试、测控分系统单机电接口测试、姿轨控分系统单机电接口测试、结构与机构分系统单机电接口测试、以及载荷分系统电接口测试;
- [0023] 进行整星桌面联试还包括进行整星综合测试,包括:分别对分系统功能进行测试、信息流测试和闭环模飞进行测试;
- [0024] 进行整星空载下精测包括:推力器单机、陀螺单机、太阳敏感器单机、星敏感器单机的精度测量。
- [0025] 可选的,在所述的卫星装配方法中,进行第一状态整星装配包括:
- [0026] 在单机的结构板上进行喷漆、打出气孔、贴反射镜片;
- [0027] 在推进系统的结构板底板上进行推进系统装配及热控包覆,并进行推进系统检漏;
- [0028] 检查各个结构板组成的单机壳体是否满足精度要求;
- [0029] 单机与结构板完成预装,所有连接螺钉均按标准拧入拧出;
- [0030] 采用正样紧固件将平台舱的底板、顶板与主框架安装,涂抹防松胶并按标准力矩拧紧;
- [0031] 采用正样紧固件将载荷舱的底板、隔板与主框架安装,涂抹防松胶并按标准力矩拧紧;
- [0032] 在装星单机及支架上粘贴加热片、热电偶及热敏电阻;
- [0033] 将主框架拆分为平台舱主框架和载荷舱主框架;
- [0034] 对所有紧固件的拧紧力矩进行复查。
- [0035] 可选的,在所述的卫星装配方法中,进行第二状态整星装配包括:
- [0036] 进行推力器单机、陀螺单机、太阳敏感器单机及星敏感器单机的安装;

[0037] 进行第三状态整星装配包括：

[0038] 将各载荷安装至卫星的舱板上，舱板平放至安装车上，卫星各舱板为开舱状态，完成电缆初期理线，平台舱各安装板集成装配至平台舱主框架，载荷舱各安装板集成装配至载荷舱主框架；

[0039] 进行第四状态整星装配包括：

[0040] 平台舱及载荷舱叠舱合体，平台舱和载荷舱分别预留一块舱板不合舱，通过该舱板在开关机检查时排查故障，根据现场情况拆除平台舱和载荷舱之间的定位块。

[0041] 可选的，在所述的卫星装配方法中，平台舱各安装板集成装配至平台舱主框架的步骤如下：

[0042] 调整平台舱主框架，将平台舱主框架安放在平台舱专用装配平台上，用水平仪调整平台舱专用装配平台，与水平面的平行度优于 $1\text{mm}/1000\text{mm}$ ，平台舱主框架上安装工艺框，保持平台舱主框架的稳定性；

[0043] 安装精测工装上的棱镜和平台舱底板的棱镜，调整底板棱镜使其与精测工装的棱镜的误差在 $\pm 15''$ 范围内；

[0044] 平台舱底板安装至卫星工装上，安装各个单机及电缆，贴装平台舱底板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0045] 平台舱-Y板安装至卫星工装上，安装各个单机及电缆，贴装平台舱-Y板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0046] 平台舱-Z板安装至卫星工装上，安装各个单机及电缆，贴装平台舱-Z板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0047] 平台舱+Z板安装至卫星工装上，安装各个单机及电缆，贴装平台舱+Z板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0048] 平台舱+Y板安装至卫星工装上，安装各个单机及电缆，贴装平台舱+Y板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0049] 平台舱各安装板装配完毕，合平台舱-Y板，连接-Y板与-Z板、-Y板与+Y板之间的电缆，合平台舱-Z板，且平台舱-Z板与主框架XY面平行分离放置，连接、整理-Z板与+Y板电缆，平台舱+Y、+Z板为平躺状态，以具备分舱测试功能。

[0050] 可选的，在所述的卫星装配方法中，载荷舱各安装板集成装配至载荷舱主框架的步骤如下：

[0051] 调整载荷舱主框架，将载荷舱主框架安放在载荷舱专用装配平台上，用水平仪调整载荷舱专用装配平台，与水平面的平行度优于 $1\text{mm}/1000\text{mm}$ ；先安装载荷舱底板、隔板与顶板，其余面上安装工艺框；

[0052] 载荷舱-Y板安装至工装车上，安装板上的各个单机并连接相关电缆，贴装载荷舱-Y板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0053] 载荷舱+Z板安装至工装车上，安装板上的各个单机并连接相关电缆，贴装载荷舱+Z板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0054] 载荷舱+Y板安装至工装车上，安装板上的各个单机并连接相关电缆，贴装载荷舱+Y板热敏电阻及热电偶，检查多余物；

[0055] 载荷舱-Z板安装至工装车上，安装板上的各个单机并连接相关电缆，贴装载荷舱-

Z板热敏电阻及热电偶,检查多余物;

[0056] 载荷舱顶板安装完单机并连接相关电缆后,撑起适当高度,检查多余物;

[0057] 载荷舱各安装板装配完毕,合载荷舱-Y板,连接载荷舱-Y板与+Z、-Y板与+Y板之间的电缆,合载荷舱+Z板,连接+Y板与-Z板之间的电缆,合载荷舱+Y板,整理电缆,载荷+Y下板平躺90°状态,载荷舱-Z板45°打开状态,顶板撑起适当高度。

[0058] 可选的,在所述的卫星装配方法中,在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星包括:

[0059] 整星装配完整,星内电缆连接完好,所有舱板合舱,使用热控模拟件代替星外单机和天线载荷,安装星上外贴热管,安装热试验用热电偶,星外包覆多层隔热组件;

[0060] 推进贮箱为充氮气状态;

[0061] 星上除热控模拟件外其他部件均为正样件状态。

[0062] 可选的,在所述的卫星装配方法中,在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星包括:

[0063] 拆除代替星外单机和天线载荷的热控模拟件,安装星外单机和天线载荷的正样件,去除热试验用热电偶及星外多层隔热组件;

[0064] 安装试验用力学传感器;

[0065] 星上除试验用力学传感器外其他部件均为正样件状态;

[0066] 环境试验流程依次包括质量特性测试、安装太阳帆板、正弦振动试验、噪声试验、EMC试验、帆板展开试验、光照试验及全系统检漏试验。

[0067] 可选的,在所述的卫星装配方法中,在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星包括:

[0068] 出厂前测试改装包括:在不对星上设备进行任何操作的情况下拆除星上所有传感器;拆卸星上外贴热管,打开载荷舱顶板,以便卫星在测试状态更好的散发内部热量;

[0069] 出厂前测试包括:检验整星经过以上所有环境试验各项指标是否有变化,是否依然满足出厂要求;

[0070] 出厂改装在完成最后一次出厂前测试时进行,包括:合载荷舱顶板,安装星上外贴热管,卫星装配至最终出厂状态。

[0071] 在本发明提供的卫星装配方法中,通过进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试,在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星,在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星,在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星,能够合理安排各装星阶段的工作顺序,不仅可以节约劳动成本、节省装星时间,同时可以避免对卫星进行反复的拆装和由于不合理的试验顺序反复更换试验地点带来的无效运输,降低对卫星损害的风险,为卫星的批量化生产提供了保证。

附图说明

[0072] 图1是本发明一实施例卫星装配方法流程示意图;

[0073] 图2是本发明一实施例第三状态平台舱合舱示意图;

[0074] 图3是本发明一实施例第三状态载荷舱合舱示意图;

[0075] 图4是本发明一实施例第四状态总装示意图。

具体实施方式

[0076] 以下结合附图和具体实施例对本发明提出的卫星装配方法作进一步详细说明。根据下面说明和权利要求书,本发明的优点和特征将更清楚。需说明的是,附图均采用非常简化的形式且均使用非精准的比例,仅用以方便、明晰地辅助说明本发明实施例的目的。

[0077] 另外,除非另行说明,本发明的不同实施例中的特征可以相互组合。例如,可以用第二实施例中的某特征替换第一实施例中相对应或功能相同或相似的特征,所得到的实施例同样落入本申请的公开范围或记载范围。

[0078] 本发明的核心思想在于提供一种卫星装配方法,以解决现有的卫星装配流程中经常出现的反复拆装、无效运输,以及可能出现的重复试验等情况对卫星造成不必要损害的问题。

[0079] 为实现上述思想,本发明提供了一种卫星装配方法,包括:完成卫星初样设计、结构图纸的绘制、卫星投产、卫星生产和卫星验收工作后,进行以下卫星装配流程,包括:进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试;在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星;在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星;在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星。

[0080] 本发明公开了一种卫星装配流程,所述卫星装配是卫星出厂之前的总装集成(包括A状态、B状态和C状态)、热试验改装、环境试验改装、出厂前测试改装等各项装配工作;其目的在于集成装配完整的卫星,并为整星的试验提供基础;整星装配流程包括结构、单机的组装,热试验、环境试验和出厂前电性能测试的改装等;整个流程至卫星出厂前结束。

[0081] 本发明涉及航天技术领域卫星装配技术,尤其涉及一种包含结构、单机的组装,热试验、环境试验和出厂前电性能测试改装的技术流程。

[0082] 本发明的目的是提供一种卫星的装配流程,卫星在完成初样设计时,首先要进行结构图纸的绘制、投产、生产和验收工作;其次就是卫星的装配工作,卫星的装配不仅包括卫星主框架的装配,还包括卫星平台与载荷设备的安装、星上电缆的连接、星上热控措施处理;卫星在装配过程中还会进行电性能测试、整星质量特性测试、正弦振动试验、噪声试验、EMC试验等工作;

[0083] 本发明的装配流程主要包括:集成测试装星(A状态测试、B状态测试和C状态测试)、热试验改装、环境试验改装、出厂前测试改装和出厂改装;

[0084] 卫星A状态装星主要包括A0状态(对应第一状态)、A1状态(对应第二状态);A0状态为整星桌面联试状态,A1状态为整星空载状态下精测状态;

[0085] B状态(对应第三状态)装星是将所有载荷安装至卫星的舱板上,舱板平放至安装车上,卫星各舱板为开舱状态,完成电缆初期理线;此状态可满足卫星在有线条件下,进行装星电测、卫星功能模块电测、卫星信息流测试、模飞等装星综合测试。

[0086] C状态(对应第四状态)装星是将卫星各舱板集成装配至卫星主框架上,平台舱、载荷舱叠舱合体,平台舱和载荷舱分别预留一块舱板不合舱,目的是方便电性能测试时排查故障,根据现场情况可与设计师协商拆除两舱之间的定位块。此状态可满足卫星有线条件

下,整星单机开关机检查。

[0087] 真空热试验改装是整星热控改装,整星需装配完整,星内电缆连接完好,所有舱板合舱,星外一些单机和天线载荷使用热控模拟件代替,安装星上外贴热管,安装热试验用热电偶,包覆多层隔热组件。不安装太阳帆板,推进贮箱为充氮气状态。星上除热控模拟件外其他产品均为正样件状态。此状态主要是为了进行下一步的真空热试验。

[0088] 环境试验改装是完成真空热试验后进行,主要改装工作为:拆除热真空状态时的星外热控模拟单机和天线,安装正样件,去除热试验用热电偶,去除星外多层隔热组件。安装试验用力学传感器。星上其他产品均为正样件状态。此状态完成后可进行的下一步工作包括质量特性测试、安装太阳帆板、正弦振动试验、噪声试验、EMC试验、帆板展开和光照试验以及之后的检漏试验(全系统)等。

[0089] 出厂前测试改装是卫星出厂前最后一次为其电性能测试而进行的改装,其目的是检查卫星在经历了以上所有环境试验后是否能正常工作,性能是否有降低,卫星是否满足出厂要求;此改装的内容主要包括拆卸星外外贴热管,打开载荷舱顶板,以便卫星在测试状态更好的散发内部热量;

[0090] 卫星出厂改装是在完成最后一次测试时进行的最后一次改装,此次改装工作主要是合载荷舱顶板,安装星外外贴热管,卫星装配至最终出厂状态。

[0091] 在本发明提供的卫星装配方法中,通过进行集成测试装配,形成集成测试整星,进行多个状态下的测试,在集成测试整星的基础上,进行热试验改装,形成热试验整星,在热试验整星的基础上,进行环境试验改装,形成环境试验整星,在环境试验整星的基础上,进行出厂前测试改装和出厂改装,形成最终的待发射整星,能够合理安排各装星阶段的工作顺序,不仅可以节约劳动成本、节省装星时间,同时可以避免对卫星进行反复的拆装和由于不合理的试验顺序反复更换试验地点带来的无效运输,降低对卫星损害的风险,为卫星的批量化生产提供了保证。

[0092] 下面结合附图对本发明提供的卫星装配流程技术的具体实施方式做详细说明。参见图1,本发明的装配流程包括:M1~M24;

[0093] 所述卫星总装工作始于主框架预装完成之后,所述M1中装星前准备包括装星文件的准备,所需工装设备的准备,主框架预装配完成;

[0094] 主框架完成装配后,其余准备工作还包括:结构板完成喷漆、打出气孔、贴OSR片;平台舱底板完成推进系统装配,热控包覆,并完成系统检漏;结构板壳体精度满足要求;单机与结构板完成预装,所有连接螺钉均可按标准拧入拧出;平台舱底板、顶板及载荷舱底板、隔板与主框架完成安装,采用正样紧固件,涂抹防松胶并按标准力矩拧紧;装星单机、支架等完成加热片、热电偶、热敏电阻粘贴。

[0095] 所述M2中主框架拆分包括:将主框架拆分为平台舱主框架和载荷舱主框架;对所有紧固件的拧紧力矩进行复查。

[0096] 所述M3中A0状态电测为整星桌面联试状态电测,试验桌面用金属铝薄板,作为统一的“卫星地”,所有星上设备或电缆的接地部位(点、线、面)按要求接于板上,然后接至测试间卫星接地桩,连接电缆进行以下内容的电测:卫星测试最小配置系统电接口测试、电源及总体电路单机电接口测试、测控分系统单机电接口测试、姿轨控分系统单机电接口测试、结构与机构分系统单机电接口测试、载荷分系统电接口测试等;

[0097] 所述M4中整星综合测试是在A0状态下分别对分系统功能测试、信息流测试和闭环模飞进行测试。

[0098] 所述M5中A1状态装星及精测,主要包括推力器、陀螺、太阳敏感器、星敏感器等精度单机的安装和精度测量;

[0099] 所述M6中B状态总装是卫星的主要装配步骤,包括M6A平台舱装配和M6B载荷舱装配,其包含的工作占总装任务的70%以上;

[0100] M6A:平台舱装配的步骤如下:

[0101] 平台舱主框架调整,将平台舱主框架安放在平台舱专用装配平台上,用水平仪调整装配平台,与水平面的平行度优于1mm/1000mm。框架上安装工艺框,保证框架的稳定性;

[0102] 安装精测工装上的棱镜和底板的棱镜,调整底板棱镜使其与精测工装的棱镜的误差在 $\pm 15''$ 范围内;

[0103] 平台舱底板安装至卫星工装上,安装各个单机、电缆等,贴装平台舱底板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0104] 平台舱-Y板安装至卫星工装上,安装各个单机、电缆等,贴装平台舱-Y板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0105] 平台舱-Z板安装至卫星工装上,安装各个单机、电缆等,贴装平台舱-Z板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0106] 平台舱+Z板安装至卫星工装上,安装各个单机、电缆等,贴装平台舱+Z板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0107] 平台舱+Y板安装至卫星工装上,安装各个单机、电缆等,贴装平台舱+Y板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0108] 平台舱各安装板装配完毕,整舱需进一步装配至图2所示状态:合平台舱-Y板,连接-Y板与-Z板、+Y板之间的电缆,合平台舱-Z板,且平台舱-Z板与主框架XY面平行分离放置,连接、整理-Z板与+Y板电缆,平台舱+Y、+Z板为平躺状态,从而具备分舱测试功能。

[0109] M6B:载荷舱装配的步骤如下:

[0110] 载荷舱主框架调整,将载荷舱主框架安放在载荷舱专用装配平台上,用水平仪调整装配平台,与水平面的平行度优于1mm/1000mm。先安装载荷舱底板、隔板与顶板,其余面上安装工艺框;

[0111] 载荷舱-Y板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱-Y板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0112] 载荷舱+Z板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱+Z板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0113] 载荷舱+Y板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱+Y板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0114] 载荷舱-Z板安装至工装车上,安装板上的各个单机并连接相关电缆,贴装载荷舱-Z板热敏电阻、热电偶,多余物检查;

[0115] 载荷舱顶板安装完单机并连接相关电缆后,撑起适当高度,多余物检查;

[0116] 载荷舱各安装板装配完毕,整舱需进一步装配至图3所示状态:合载荷舱-Y板,连接载荷舱-Y板与+Z、+Y板等之间的电缆,合载荷舱+Z板,连接+Y板与-Z板等之间的电缆,合

载荷舱+Y板,整理电缆,载荷+Y下板平躺90°状态,载荷舱-Z板45°打开状态,顶板撑起适当高度;

[0117] M7:完成M6A平台舱装配和M6B载荷舱装配后B状态装配结束,可进行B状态电测;

[0118] M8~M9:C状态总装是在B状态的基础上进行的,主要进行以下操作:安装平台舱和载荷舱之间的正样多层组件,两舱对接,对接前载荷舱全部合舱,对接后平台舱+Y板打开90°状态,载荷舱-Z板打开45°状态,载荷舱顶板撑起适当高度,其它所有舱板都为合舱状态,连接穿舱电缆,多余物检查,如图4所示;C状态总装结束可进行有线电测;

[0119] M10:整星热试验改装是在C状态的基础上进行的,具体操作如下:整星热控改装,安装星内热电偶,对星内为固定的电缆绑扎加固,合平台舱+Y板,合载荷舱-Z板和载荷舱顶板,整理星外正样多层;

[0120] M11~M12:整星热试验改装结束后进行电测,检查热试验改装操作正常,且未对整星造成损伤,可开展下一步的热真空试验;

[0121] M13:整星热试验结束进行环境试验改装,具体操作步骤如下:拆除星外多层,拆除星外热控模拟单机和天线,安装正样件,打开平台舱+Y板、载荷舱-Z板,载荷舱顶板撑起适当高度,拆除星内热电偶,粘贴力学传感器,星内电缆绑扎加固,合平台舱+Y板、载荷舱-Z板和载荷舱顶板;安装太阳帆板,同时进行太阳帆板展开和光照试验;

[0122] M14~M20:环境试验改装后,星上除力学传感器外所有部件均为正样件,卫星基本为发射状态,此状态可依次进行整星精度测量、单点检漏试验、质量特性测试、正弦振动试验、噪声试验和EMC试验等;

[0123] M21~M24:整星的出厂前测试改装是基于整星环境试验改装进行的,具体操作步骤如下:在不对星上设备进行任何操作的情况下拆除星上所有传感器即可;此状态下可进行整星的出厂前测试,主要目的是检验整星经过以上所有环境试验各项指标是否有变化,是否依然满足出厂要求,若无问题则可进行卫星出厂评审,卫星出厂。

[0124] 综上,上述实施例对卫星装配方法的不同构型进行了详细说明,当然,本发明包括但不限于上述实施中所列举的构型,任何在上述实施例提供的构型基础上进行变换的内容,均属于本发明所保护的范围。本领域技术人员可以根据上述实施例的内容举一反三。

[0125] 本说明书中各个实施例采用递进的方式描述,每个实施例重点说明的都是与其他实施例的不同之处,各个实施例之间相同相似部分互相参见即可。对于实施例公开的系统而言,由于与实施例公开的方法相对应,所以描述的比较简单,相关之处参见方法部分说明即可。

[0126] 上述描述仅是对本发明较佳实施例的描述,并非对本发明范围的任何限定,本发明领域的普通技术人员根据上述揭示内容做的任何变更、修饰,均属于权利要求书的保护范围。

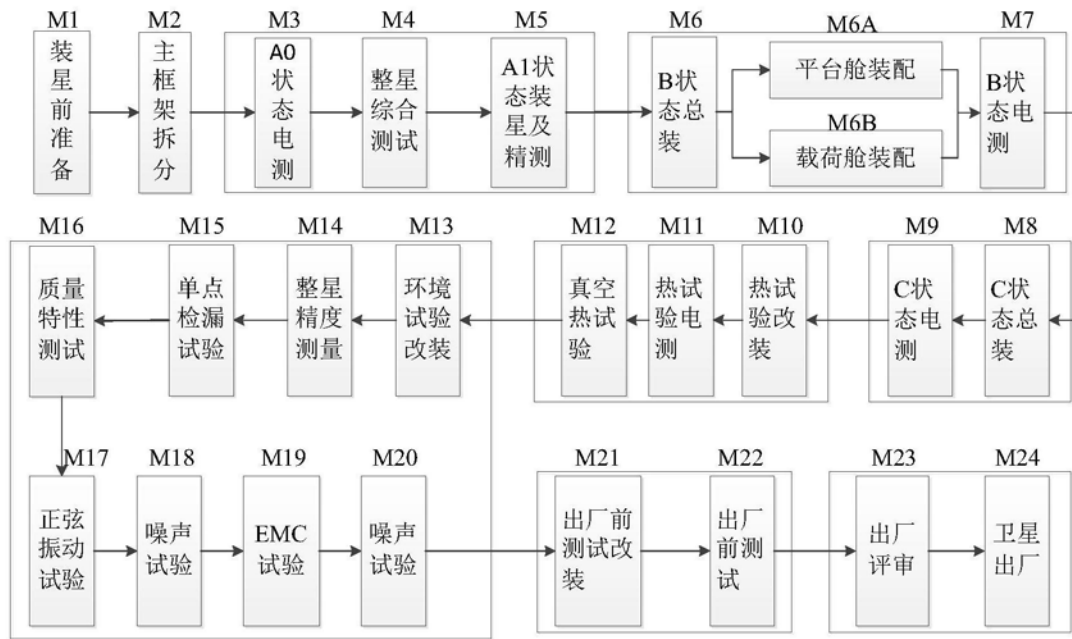


图1

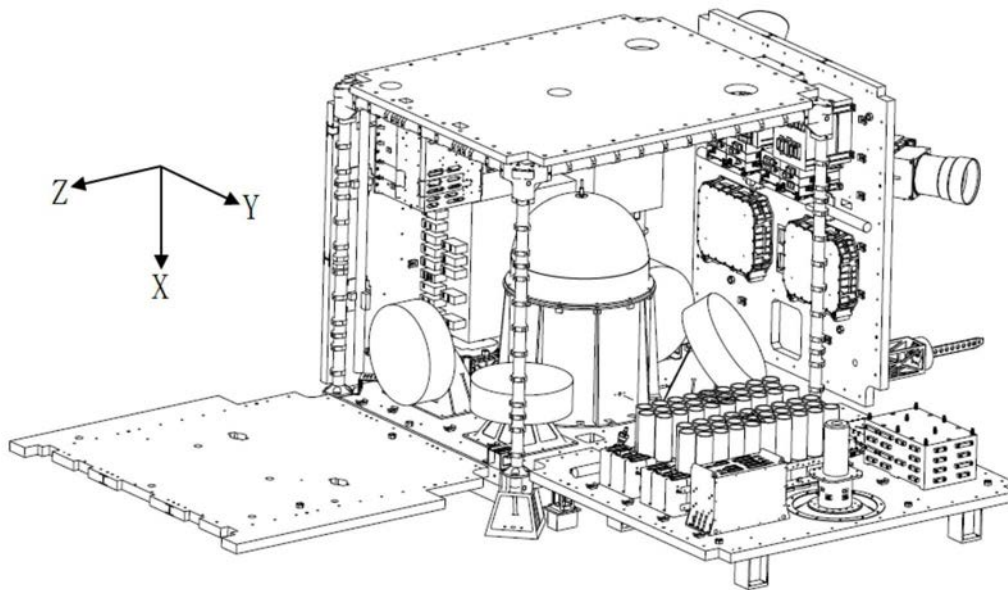


图2

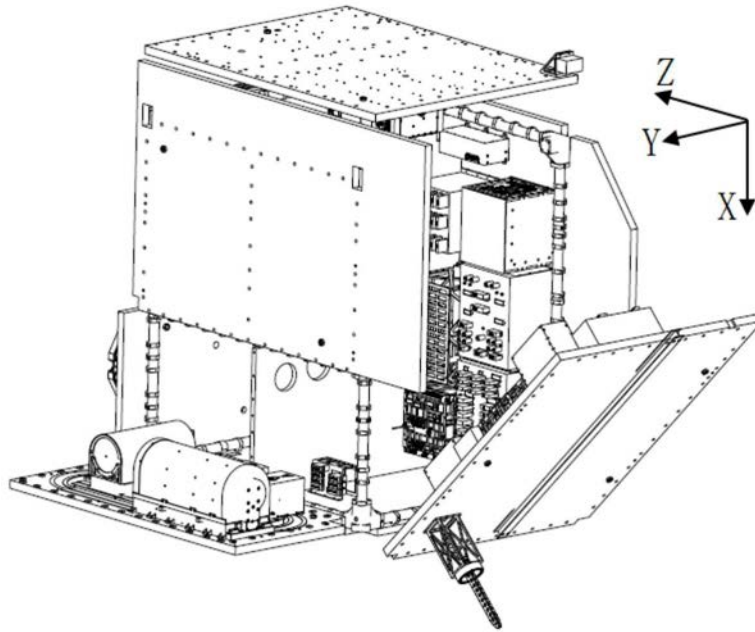


图3

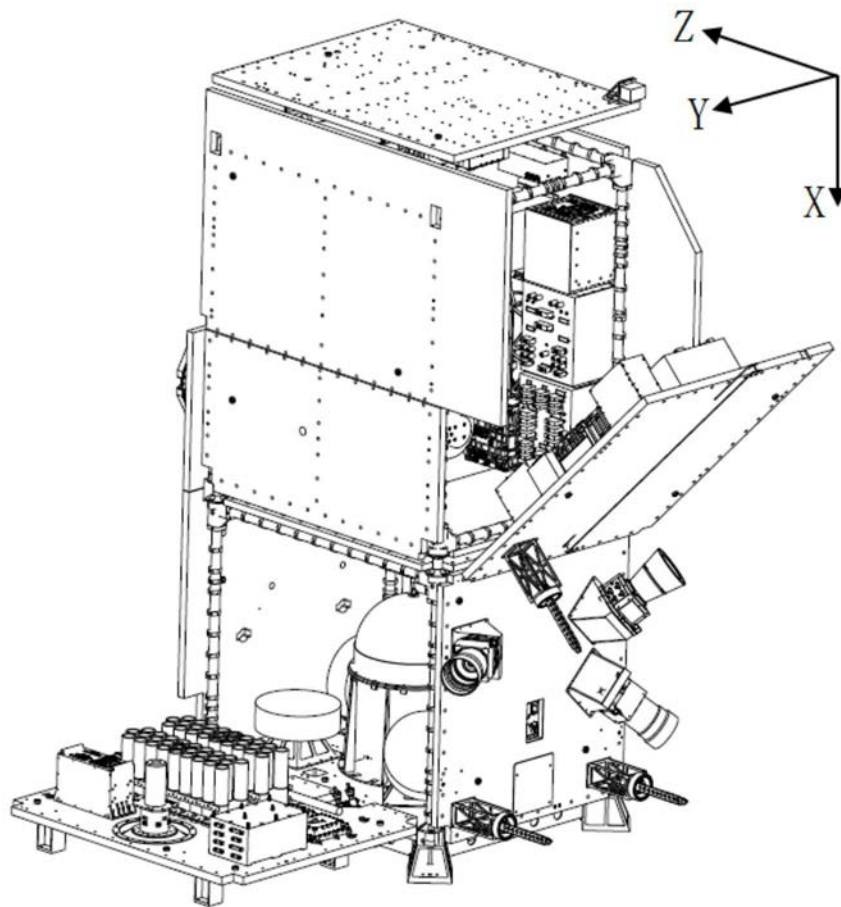


图4