



## (12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106467176 A

(43)申请公布日 2017.03.01

(21)申请号 201610810994.2

(22)申请日 2016.09.08

(71)申请人 上海卫星工程研究所

地址 200240 上海市闵行区华宁路251号

(72)发明人 周砚耕 赵吉喆 杜嘉旻 吴自帅

盛松

(74)专利代理机构 上海汉声知识产权代理有限公司

公司 31236

代理人 郭国中

(51)Int. Cl.

B64G 1/10(2006.01)

B64G 1/40(2006.01)

B64G 1/50(2006.01)

B64F 5/00(2017.01)

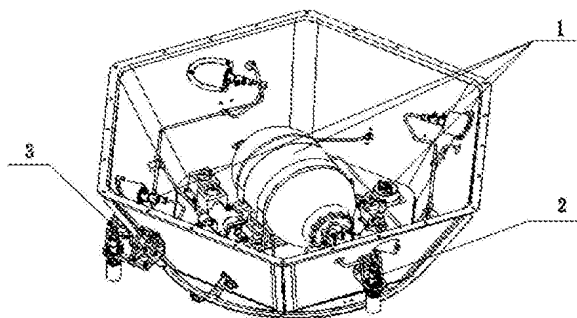
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54)发明名称

卫星推进舱的温控方法

(57)摘要

本发明提供了一种卫星推进舱的温控方法，其基于推进系统安装在一个单独的推进舱，采用的设计方法为整个舱外表面包覆多层隔热组件；部分推力器在舱外需包覆多层隔热组件；设计补偿加热器保障电磁阀的温度水平；舱外管路和支架包覆多层隔热组件；推进舱内不作任何热控处理。在新型低温推进剂的基础上采用上述发明，可以解决卫星推进舱的温控要求。



1. 一种卫星推进舱的温控方法,其特征在于,包括:

隔绝推进舱的舱内和舱外之间的辐射热交换,舱内侧板表面均包覆多层隔热组件,使推进舱内组件温度分布均匀;

采用补偿电加热器对推进舱外电磁阀进行热量补偿;

推进舱外侧板和支架管路的外表面均包覆多层隔热组件。

2. 根据权利要求1所述的卫星推进舱的温控方法,其特征在于,所述补偿电加热器粘贴于舱外电磁阀表面上。

3. 根据权利要求1所述的卫星推进舱的温控方法,其特征在于,在对卫星的推进舱进行热设计步骤中,不对推进舱内作任何热控处理。

4. 根据权利要求1所述的卫星推进舱的温控方法,其特征在于,将卫星推进系统安装在一个单独的推进舱中。

## 卫星推进舱的温控方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及于航天器热控制技术领域,具体地,涉及卫星推进舱的温控方法。

### 背景技术

[0002] 近年来随着电子集成技术和有效载荷小型化技术的进步,小卫星凭借其较高的技术集成、造价低、研制周期短等特点,取得了飞速发展。研制高性能有效载荷和低成本的小卫星,将对空间技术的进步起到技术牵引和支撑的作用。

[0003] 推进系统作为卫星姿态轨道控制分系统的执行机构,主要任务是根据姿态轨道控制需要,提供速率阻尼、初始轨道捕获、轨道保持、轨道机动和姿态保持等任务所需的力或力矩,以确保卫星任务的完成。推进舱由自锁阀、贮箱、加排阀、压力传感器、推力器,以及过滤器、管路、支架等直属件组成,为了保障推进舱在轨正常工作,各个组件须要满足一定的温度指标。

[0004] 目前传统卫星设计中推进系统主要的热控设计为:对贮箱安装补偿加热器后包覆多层隔热组件,其他组件要缠绕加热带后包覆多层隔热组件,然后再进行整星的单机安装工作。这种设计对于功耗、质量有较高的要求,对于整星的研制流程和研制周期有较大的影响,不利于现代卫星的发展需要。为了解决上述问题,需要发展一种设计简单、研制周期快速的卫星推进舱的温控方法。

[0005] 目前,传统卫星设计中推进系统热设计通常存在如下问题:

[0006] 1、传统推进剂条件下,推进系统对于热控温度要求较高。此条件下热控系统为了满足设计要求资源消耗大,不利于资源利用。

[0007] 2、传统推进剂条件下,推进系统热控方法设计复杂,安装繁琐。主要缺点是重量重、安装复杂,用于推进系统温度的控制,代价较大。

### 发明内容

[0008] 为了解决现有技术适应新型推进剂条件下推进系统的热设计问题,本发明提出了一种卫星推进舱的温控方法,尤其适合新型低温推进剂条件下的推进系统热设计。

[0009] 根据本发明提供的一种卫星推进舱的温控方法,包括:

[0010] 隔绝推进舱的舱内和舱外之间的辐射热交换,舱内侧板表面均包覆多层隔热组件,使推进舱内组件温度分布均匀;

[0011] 采用补偿电加热器对推进舱外电磁阀进行热量补偿;

[0012] 推进舱外侧板和支架管路的外表面均包覆多层隔热组件。

[0013] 优选地,所述补偿电加热器粘贴于舱外电磁阀表面上。

[0014] 优选地,在对卫星的推进舱进行热设计步骤中,除了推进舱内组件,不对推进舱内作任何热控处理。

[0015] 优选地,将卫星推进系统安装在一个单独的推进舱中。

[0016] 与现有技术相比,本发明具有如下有益效果:

[0017] (1) 采用本发明提供的卫星推进舱的温控方法,可避免舱内部件加热器和多层隔热组件的设计,其功耗和质量有了较大幅度的减少,达到了缩短研制周期和减少研制经费的目的;

[0018] (2) 采用本发明提供的卫星推进舱的温控方法,对于新型低温推进剂条件下推进系统优化设计提供了热设计基础。

[0019] (3) 本发明满足了设计简单、研制周期快速的设计要求,可靠性好、设计灵活。

#### 附图说明

[0020] 通过阅读参照以下附图对非限制性实施例所作的详细描述,本发明的其它特征、目的和优点将会变得更明显:

[0021] 图1为采用卫星推进舱的温控方法的推进舱构型示意图;

[0022] 图中:1为推进舱内组件,2为推进舱外电磁阀,3为推进舱外侧板和支架管路。

#### 具体实施方式

[0023] 下面结合具体实施例对本发明进行详细说明。以下实施例将有助于本领域的技术人员进一步理解本发明,但不以任何形式限制本发明。应当指出的是,对本领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干变化和改进。这些都属于本发明的保护范围。

[0024] 本实施例提供了一种卫星推进舱的温控方法,包括如下步骤:

[0025] 对卫星的推进舱进行热设计:隔绝舱内和舱外辐射热交换,舱内侧板表面均包覆多层隔热组件,使推进舱内组件1温度分布均匀,舱内其他部分不作任何热控处理;采用补偿电加热器对推进舱外电磁阀2进行热量补偿;推进舱外侧板和支架管路3外表面均包覆多层隔热组件。

[0026] 隔绝舱内和舱外辐射热交换,舱内侧板表面均包覆多层隔热组件,使推进舱内组件1温度分布均匀;推进舱内侧板表面均包覆多层隔热组件,舱内其他部分不作任何热控处理。补偿电加热器粘贴于推进舱外电磁阀2表面上。

[0027] 进一步地,对推进舱外侧板和支架管路3进行热设计:对推进舱外侧板和支架管路3的外表面全包覆多层隔热组件。

[0028] 与传统的卫星推进舱的温控方法相比,本发明提供的卫星推进舱的温控方法,具有效果好、适应性好、热控措施便于实施的特点。

[0029] 以上对本发明的具体实施例进行了描述。需要理解的是,本发明并不局限于上述特定实施方式,本领域技术人员可以在权利要求的范围内做出各种变化或修改,这并不影响本发明的实质内容。在不冲突的情况下,本申请的实施例和实施例中的特征可以任意相互组合。

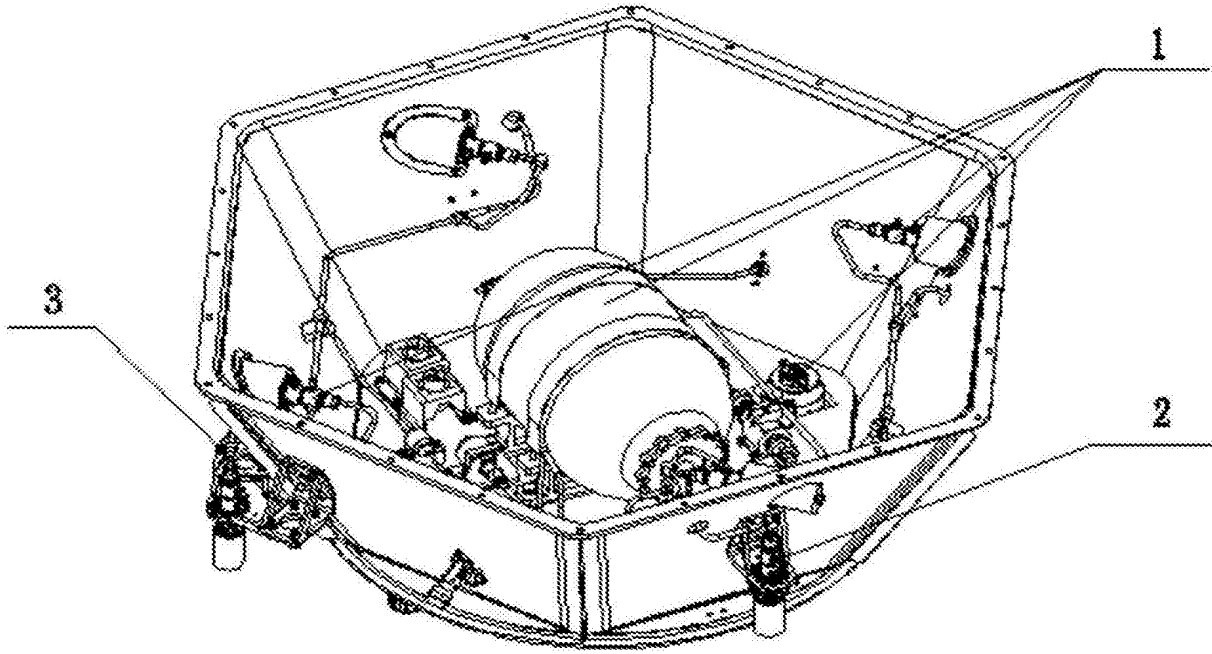


图1