



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 111891399 A

(43) 申请公布日 2020.11.06

(21) 申请号 202010562346.6

(22) 申请日 2020.06.18

(71) 申请人 北京遥感设备研究所

地址 100854 北京市海淀区永定路51号

(72) 发明人 明宪良 汪小明 王耿 唐晔

黎岳鹏

(74) 专利代理机构 中国航天科工集团公司专利

中心 11024

代理人 张国虹

(51) Int.Cl.

B64G 1/22 (2006.01)

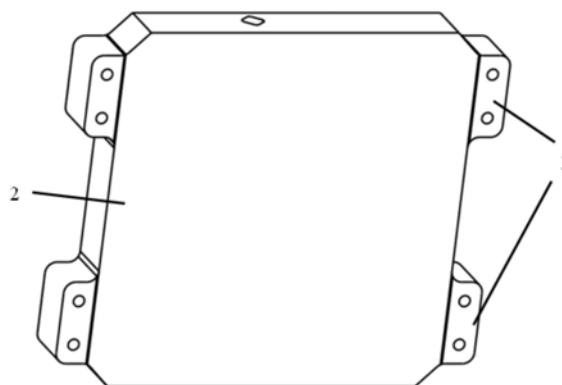
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

### (54) 发明名称

一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构

### (57) 摘要

本发明公开了一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构,包括:铝合金安装凸台、铝合金热管理结构,以及变成分铝合金过渡结构,通过激光选区熔化成形整体结构;所述铝合金安装凸台,用于为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分;所述铝合金热管理结构,具有中空内流道,用于在高功率密度工作环境下,将热量导到中空内流道区域的流动介质;所述变成分铝合金过渡结构位于安装凸台和热管理结构之间,用于实现所述铝合金安装凸台与铝合金热管理结构两种材料一体化连接。本发明的优点是:结构简单,通过增加变成分铝合金过渡结构,实现两种材料高强度一体化连接,避免螺纹连接或其它间接连接方式带来的界面应力较大的问题。



1. 一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构, 其特征在于, 包括: 铝合金安装凸台、铝合金热管理结构, 以及变成分铝合金过渡结构, 通过激光选区熔化成形整体结构;

所述铝合金安装凸台, 用于为载体与弹体结构相连接, 成为集成结构的主承力部分;

所述铝合金热管理结构, 具有中空内流道, 用于在高功率密度工作环境下, 将热量导到中空内流道区域的流动介质;

所述变成分铝合金过渡结构位于安装凸台和热管理结构之间, 用于实现所述铝合金安装凸台与铝合金热管理结构两种材料一体化连接。

2. 根据权利要求1所述的变成分铝合金高强高导热多功能集成结构, 其特征在于, 所述铝合金安装凸台为倒圆角的长方体构型, 中间带有通孔。

3. 根据权利要求1所述的变成分铝合金高强高导热多功能集成结构, 其特征在于, 所述铝合金热管理结构为的长方体构型。

4. 根据权利要求1所述的变成分铝合金高强高导热多功能集成结构, 其特征在于, 所述安装凸台采用稀土增强铝合金材料。

5. 根据权利要求1所述的变成分铝合金高强高导热多功能集成结构, 其特征在于, 所述变成分铝合金过渡结构采用激光选区熔化成形的方式实现。

6. 根据权利要求1所述的变成分铝合金高强高导热多功能集成结构, 其特征在于, 所述铝合金为6063粉材。

## 一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种多功能集成结构,特别是一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构。

### 背景技术

[0002] 新一代航天装备技术特性为极端服役环境(高速、高机动、严酷气动热)、极端轻量化(重量占比从30%降到10%)、极端集成化(功能集成、系统集成)、极端高性能(作战精度、探测能力数量级提升),对结构研制需求表现为轻量化、高强度、高热控以及多功能融合。材料是制约结构性能的主要瓶颈,随着新一代航天装备性能指标大幅度提高,传统材料的应用表现出越来越大的局限性。传统结构研制模式以单一材料为主,已经达到性能、功能的极限,严重制约新一代武器系统的研制。

### 发明内容

[0003] 本发明的目的在于提供一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构,解决新一代航天装备轻质化、高强度、高导热、高功能密度先进结构研制难题。

[0004] 有鉴于此,本发明提供一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构,包括:铝合金安装凸台、铝合金热管理结构,以及变成分铝合金过渡结构,通过激光选区熔化成形整体结构;

[0005] 所述铝合金安装凸台,用于为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分;

[0006] 所述铝合金热管理结构,具有中空内流道,用于在高功率密度工作环境下,将热量导到中空内流道区域的流动介质;

[0007] 所述变成分铝合金过渡结构位于安装凸台和热管理结构之间,用于实现所述铝合金安装凸台与铝合金热管理结构两种材料一体化连接。

[0008] 进一步地,所述铝合金安装凸台为倒圆角的长方体构型,中间带有通孔。

[0009] 进一步地,所述铝合金热管理结构为的长方体构型。

[0010] 进一步地,所述安装凸台采用稀土增强铝合金材料。

[0011] 进一步地,所述变成分铝合金过渡结构采用激光选区熔化成形的方式实现。

[0012] 进一步地,所述铝合金为6063粉材。

[0013] 本发明实现了以下显著的有益效果:

[0014] 结构简单,包括:铝合金安装凸台、铝合金热管理结构,以及变成分铝合金过渡结构,通过激光选区熔化成形整体结构;所述铝合金安装凸台,用于为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分;所述铝合金热管理结构,具有中空内流道,用于在高功率密度工作环境下,将热量导到中空内流道区域的流动介质;所述变成分铝合金过渡结构位于安装凸台和热管理结构之间,用于实现所述铝合金安装凸台与铝合金热管理结构两种材料一体化连接。利用激光选区熔化增材制造在成形多材料一体化结构的技术优势,采用变

成分铝合金一体化创新设计方法,在整体结构承力区域,采用高强铝合金材料,实现高安装强度需求,在整体结构热控区域采用高导热铝合金材料,实现高效热管理需求。通过增加变成分铝合金过渡结构,实现两种材料一体化连接,避免螺纹连接或其它间接连接方式带来的界面应力较大的问题。

### 附图说明

[0015] 图1为本发明的一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构示意图;

[0016] 图2为本发明的一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构剖视图。

[0017] 附图标记示意

[0018] 1. 铝合金安装凸台 2. 铝合金热管理结构 3. 变成分铝合金过渡结构

### 具体实施方式

[0019] 以下结合附图和具体实施例对本发明作进一步详细说明,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。需要说明的是,附图均采用非常简化的形式且均适用非精准的比例,仅用以方便、明晰地辅助说明本发明实施例的目的。

[0020] 需要说明的是,为了清楚地说明本发明的内容,本发明特举多个实施例以进一步阐释本发明的不同实现方式,其中,该多个实施例是列举式而非穷举式。此外,为了说明的简洁,前实施例中已提及的内容往往在后实施例中予以省略,因此,后实施例中未提及的内容可相应参考前实施例。

[0021] 虽然该发明可以以多种形式的修改和替换来扩展,说明书中也列出了一些具体的实施图例并进行详细阐述。应当理解的是,发明者的出发点不是将该发明限于所阐述的特定实施例,正相反,发明者的出发点在于保护所有给予由本权利要求定义的精神或范围内进行的改进、等效替换和修改。同样的元模块件号码可能被用于所有附图以代表相同的或类似的部分。

[0022] 请参照图1至图2,本发明的一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构,包括:铝合金安装凸台、铝合金热管理结构,以及变成分铝合金过渡结构,通过激光选区熔化成形整体结构;

[0023] 所述铝合金安装凸台,用于为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分;

[0024] 所述铝合金热管理结构,具有中空内流道,用于在高功率密度工作环境下,将热量导到中空内流道区域的流动介质;

[0025] 所述变成分铝合金过渡结构位于安装凸台和热管理结构之间,用于实现所述铝合金安装凸台与铝合金热管理结构两种材料一体化连接。

[0026] 在一个实施例中,所述铝合金安装凸台为倒圆角的长方体构型,中间带有通孔。

[0027] 在一个实施例中,所述铝合金热管理结构为的长方体构型。

[0028] 在一个实施例中,所述安装凸台采用稀土增强铝合金材料。

[0029] 在一个实施例中,所述变成分铝合金过渡结构采用激光选区熔化成形的方式实现。

[0030] 在一个实施例中,所述铝合金为6063粉材。

[0031] 作为具体的实施例,本发明的一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构,包括:高强度铝合金安装凸台、高导热铝合金热管理结构,还包括:变成分铝合金过渡结构。

[0032] 作为具体的实施例,高强度铝合金安装凸台为倒圆角的长方体构型,中间带有通孔,是整体结构的承力部分,传统的凸台采用常规铝合金材料,拉伸强度在200~300Mpa,本发明中采用稀土增强高强铝合金材料,将拉伸强度提高到500Mpa以上,大幅度提高凸台承载能力;高导热热管理结构为带有中空复杂内流道的长方体构型,是整体结构的高效热管理部分,传统的热管理部分采用常规铝合金材料,导热系数在120W/m.K左右,本发明中采用高导热铝合金材料,将导热系数提高到200W/m.K以上,大幅度提高热管理部分导热能力;变成分铝合金过渡结构位于高强铝合金和高导热铝合金之间,高度大约为0.03mm左右,主要作用是实现两种材料一体化连接;变成分铝合金过渡结构采用激光选区熔化成型的方式实现,成形层高为0.03mm,逐层叠加。

[0033] 工作时,高强度铝合金安装凸台作为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分,承受外界传输过来的动力学和静力学载荷,高强铝合金材料具有极高的强度性能,因此能够承受更大的载荷,大幅度提高了安全系数,能够满足新一代航天飞行器极端服役环境下结构强度需求;高导热铝合金热管理结构作为高效导热部分,在高功率密度工作环境下,高导热铝合金具有极高的导热能力,能够实现将热量高效、持久的导到中空内流道区域流动介质,解决新一代航天高功能密度下的散热难题;变成分铝合金过渡结构,用来实现两种材料高强度一体化连接,避免螺纹连接或其它间接连接方式带来的界面应力较大的问题。

[0034] 作为具体的实施例,本发明的一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构包括:高强度铝合金安装凸台1、高导热铝合金热管理结构2,还包括:变成分铝合金过渡结构3。将高强度铝合金与高导热铝合金一体化应用,并通过激光选区熔化成型的方式实现整体结构制造,可解决新一代航天装备轻质化、高强度、高导热、高功能密度先进结构研制瓶颈。采用变成分铝合金一体化创新设计方法,将传统ZL104材料热控组件改变为在承力区域,采用高强铝合金材料,实现高安装强度需求,在热控区域采用高导热铝合金材料,实现高效热管理需求,解决了传统ZL104铝合金整体结构强度低、热管理性能差问题。通过增加变成分铝合金过渡结构,实现两种材料高强度一体化连接,避免螺纹连接或其它间接连接方式带来的界面应力较大的问题。

[0035] 作为具体的实施例,本发明的一种变成分铝合金高强高导热多功能集成结构,包括:高强度铝合金安装凸台、高导热铝合金热管理结构,还包括:变成分铝合金过渡结构。高强度铝合金安装凸台为倒圆角的构型,中间带有通孔,所述通孔为至少两个,是整体结构的承力部分,传统的凸台采用常规铝合金材料,拉伸强度在200~300Mpa,本发明中采用稀土增强高强铝合金材料,将拉伸强度提高到600Mpa以上,大幅度提高凸台承载能力;高导热热管理结构为带有中空复杂内流道的构型,是整体结构的高效热管理部分,传统的热管理部分采用常规铝合金材料,导热系数在120W/m.K左右,本发明中采用高导热铝合金材料,将导热系数提高到300W/m.K以上,大幅度提高热管理部分导热能力;变成分铝合金过渡结构位于高强铝合金和高导热铝合金之间,高度大约为0.04mm,主要作用是实现两种材料一体化连接;变成分铝合金过渡结构采用激光选区熔化成型的方式实现,成形层高为0.03mm,逐层叠加。

[0036] 工作时,高强度铝合金安装凸台作为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分,承受外界传输过来的动力学和静力学载荷,高强铝合金材料具有极高的强度性能,因此能够承受更大的载荷,大幅度提高了安全系数,能够满足新一代航天飞行器极端服役环境下结构强度需求;高导热铝合金热管理结构作为高效导热部分,在高功率密度工作环境下,高导热铝合金具有极高的导热能力,能够实现将热量高效、持久的导到中空内流道区域流动介质,解决新一代航天高功能密度下的散热难题;变成分铝合金过渡结构,用来实现两种材料高强度一体化连接,避免螺纹连接或其它间接连接方式带来的界面应力较大的问题。

[0037] 本发明将高强度铝合金与高导热铝合金一体化应用,并通过激光选区熔化成形整体结构,实现高强、高导热功能集成在同一结构,解决了新一代航天装备在极端需求下的轻质化、高强度、高导热、高功能密度先进结构研制瓶颈。

[0038] 本发明实现了以下显著的有益效果:

[0039] 结构简单,包括:铝合金安装凸台、铝合金热管理结构,以及变成分铝合金过渡结构,通过激光选区熔化成形整体结构;所述铝合金安装凸台,用于为载体与弹体结构相连接,成为集成结构的主承力部分;所述铝合金热管理结构,具有中空内流道,用于在高功率密度工作环境下,将热量导到中空内流道区域的流动介质;所述变成分铝合金过渡结构位于安装凸台和热管理结构之间,用于实现所述铝合金安装凸台与铝合金热管理结构两种材料一体化连接。利用激光选区熔化增材制造在成形多材料一体化结构的技术优势,采用变成分铝合金一体化创新设计方法,在整体结构承力区域,采用高强铝合金材料,实现高安装强度需求,在整体结构热控区域采用高导热铝合金材料,实现高效热管理需求。通过增加变成分铝合金过渡结构,实现两种材料一体化连接,避免螺纹连接或其它间接连接方式带来的界面应力较大的问题。

[0040] 根据本发明技术方案和构思,还可以有其他任何合适的改动。对于本领域普通技术人员来说,所有这些替换、调整和改进都应属于本发明所附权利要求的保护范围。

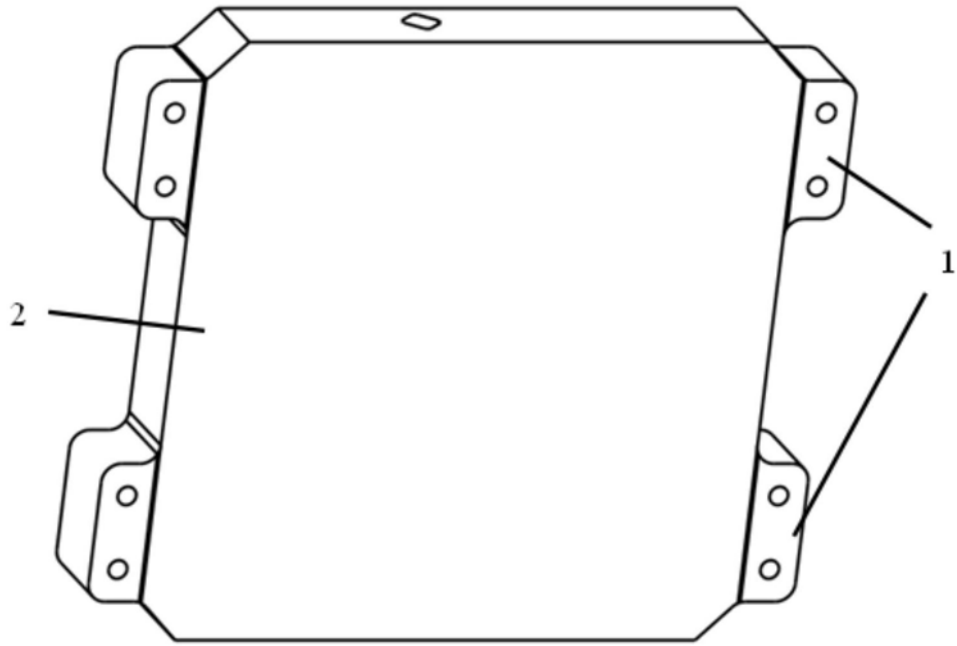


图1

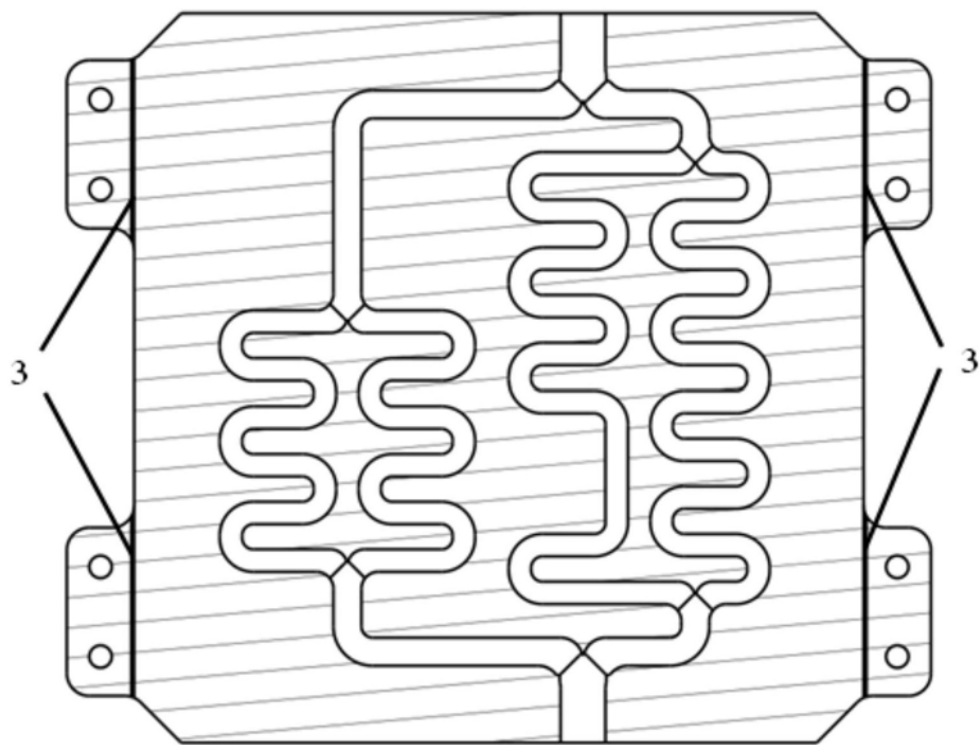


图2