



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113606056 A

(43) 申请公布日 2021. 11. 05

(21) 申请号 202111098213.9

(22) 申请日 2021.09.18

(71) 申请人 天津爱思达航天科技有限公司
地址 300000 天津市东丽区华明高新技术产业区映春路18号大马力推土机2号
厂房

(72) 发明人 张亮 季宝锋 张毅 曹亮
麻永帅 韩宇 王杰

(74) 专利代理机构 天津合正知识产权代理有限公司 12229
代理人 孟令琨 石熠

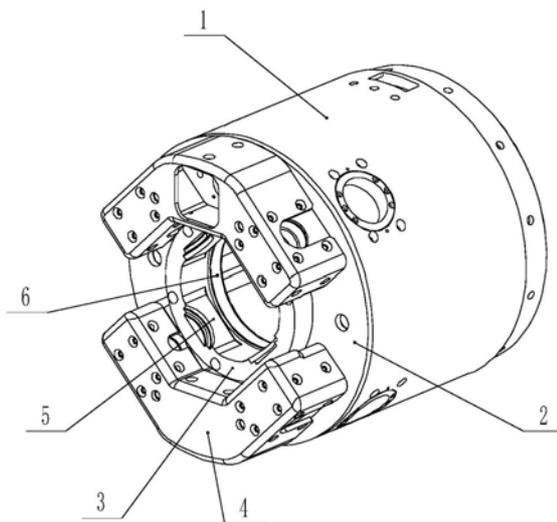
(51) Int. Cl.
F02K 9/00 (2006.01)
F02K 9/97 (2006.01)

权利要求书1页 说明书7页 附图6页

(54) 发明名称
一种火箭发动机防热尾舱结构

(57) 摘要

本发明提供了一种火箭发动机防热尾舱结构,包括尾舱本体,尾舱本体上设有用于装配发动机喷管的装配孔,所述尾舱本体上对应装配孔的位置设有压环,压环朝向装配孔中心的一侧设有用于填充发动机喷管与尾舱本体连接处间隙的贴合部,另一侧设置在尾舱本体上,所述尾舱本体上对应装配孔四周的位置设有防热环,防热环上对应压环的位置设有挡火环,挡火环与压环贴合部之间存在填充间隙,填充间隙内设有填料组件。本发明提供了一种火箭发动机防热尾舱结构,这种尾舱结构具有良好的防火防热性能,可有效防止火箭发动机喷管尾焰影响发动机尾舱内的设备,确保尾舱可以保持持续稳定运行,有利于提高火箭整体的安全性和可靠性。



1. 一种火箭发动机防热尾舱结构,包括尾舱本体,尾舱本体上设有用于装配发动机喷管的装配孔,其特征在于:所述尾舱本体上对应装配孔的位置设有压环,压环朝向装配孔中心的一侧设有用于填充发动机喷管与尾舱本体连接处间隙的贴合部,另一侧设置在尾舱本体上,所述尾舱本体上对应装配孔四周的位置设有防热环,防热环上对应压环的位置设有挡火环,挡火环与压环贴合部之间存在填充间隙,填充间隙内设有能拓展贴合部体积的填料组件。

2. 根据权利要求1所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述贴合部上设有与填充间隙连通的填充槽,贴合部对应填充槽开口的一侧朝向挡火环设置,另一侧设有便于贴合部形变贴合发动机喷管的折弯。

3. 根据权利要求2所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述填料组件包括防火填料,防火填料一端设有与填充槽配合的弯折部,另一端设有与填充间隙配合的填充部,防火填料伸出填充间隙的位置设有突出部,突出部对应贴合部与发动机喷管连接处设置。

4. 根据权利要求3所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述尾舱本体上对应压环的位置设有与压环配合的装配槽,装配槽与装配孔连通,挡火环伸入装配槽的一端顶住压环,另一端设有用于限位防火填料的凸起部;所述凸起部对应贴合部设置,凸起部上设有与防火填料突出部配合的定位槽。

5. 根据权利要求3所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述挡火环上对应贴合部填充槽的位置设有压紧部,压紧部伸入填充槽的一端向装配孔中心的方向压紧防火填料。

6. 根据权利要求3或5所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述填料组件还包括填充槽内用于填充防火填料间隙的耐火填料,耐火填料一端顶住防火填料的弯折部,另一端顶住挡火环。

7. 根据权利要求1所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述防热环上对应挡火环四周的位置设有防火罩,尾舱本体对应防火罩的位置设有用于安装防火罩的支撑块,防热环上设有便于支撑块通过的通孔,支撑块内设有隔热空腔。

8. 根据权利要求7所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述挡火环突出于防热环表面,防火罩上朝向装配孔的一侧设有用于遮挡防火罩与挡火环间隙的凸出部,防火罩上对应凸出部的位置与支撑块之间存在隔热间隙。

9. 根据权利要求7所述的一种火箭发动机防热尾舱结构,其特征在于:所述防火罩和支撑块均为C型结构件,尾舱本体上对应设有两个防火罩,两个防火罩在挡火环外侧形成一个环形结构,两个防火罩的端部之间存在散热间隙。

一种火箭发动机防热尾舱结构

技术领域

[0001] 本发明属于火箭尾舱领域,尤其是涉及一种火箭发动机防热尾舱结构。

背景技术

[0002] 火箭箭体结构是火箭的重要组成部分,其功用是把箭上各分系统,如有效载荷、控制系统、动力系统和测量系统等连成一个整体,为它们提供可靠工作的环境,并承受地面操作和飞行中的外力,维持良好的气动外形,保持火箭的完整性。箭体结构一般由有效载荷整流罩、推进剂贮箱、输送系统元件、仪器舱、级间段、发动机架和尾仓等几部分组成,其中尾舱作为火箭的重要组成部分,内部一般集成有舵面控制机构,控制机构对工作环境有一定的要求,因此尾舱在运行过程中的防火防热十分重要,尤其是需要避免发动机喷管的尾焰进入或影响尾舱。现有的尾舱结构对应发动机喷管一侧一般均设有防热层结构,但是对于发动机喷管与尾舱本体连接处缺乏有效的防火密封结构,而且单一的防火密封结构受温度变化影响较大,尾舱运行过程中单一的防火密封结构可靠性不佳,极易损坏,尾焰很容易经发动机喷管与尾舱本体连接处进入或影响尾舱,造成尾舱损坏或温度升高,极大的影响了尾舱在运行过程中的稳定性。

发明内容

[0003] 有鉴于此,本发明旨在提出一种火箭发动机防热尾舱结构,以解决尾舱在运行过程中的防火防热问题。

[0004] 为达到上述目的,本发明的技术方案是这样实现的:

[0005] 一种火箭发动机防热尾舱结构,包括尾舱本体,尾舱本体上设有用于装配发动机喷管的装配孔,所述尾舱本体上对应装配孔的位置设有压环,压环朝向装配孔中心的一侧设有用于填充发动机喷管与尾舱本体连接处间隙的贴合部,另一侧设置在尾舱本体上,所述尾舱本体上对应装配孔四周的位置设有防热环,防热环上对应压环的位置设有挡火环,挡火环与压环贴合部之间存在填充间隙,填充间隙内设有能拓展贴合部体积的填料组件。

[0006] 进一步的,所述贴合部上设有与填充间隙连通的填充槽,贴合部对应填充槽开口的一侧朝向挡火环设置,另一侧设有便于贴合部形变贴合发动机喷管的折弯。

[0007] 进一步的,所述填料组件包括防火填料,防火填料一端设有与填充槽配合的弯折部,另一端设有与填充间隙配合的填充部,防火填料伸出填充间隙的位置设有突出部,突出部对应贴合部与发动机喷管连接处设置。

[0008] 进一步的,所述尾舱本体上对应压环的位置设有与压环配合的装配槽,装配槽与装配孔连通,挡火环伸入装配槽的一端顶住压环,另一端设有用于限位防火填料的凸起部;所述凸起部对应贴合部设置,凸起部上设有与防火填料突出部配合的定位槽。

[0009] 进一步的,所述挡火环上对应贴合部填充槽的位置设有压紧部,压紧部伸入填充槽的一端向装配孔中心的方向压紧防火填料。

[0010] 进一步的,所述填料组件还包括填充槽内用于填充防火填料间隙的耐火填料,耐

火填料一端顶住防火填料的弯折部,另一端顶住挡火环。

[0011] 进一步的,所述防热环上对应挡火环四周的位置设有防火罩,尾舱本体对应防火罩的位置设有用于安装防火罩的支撑块,防热环上设有便于支撑块通过的通孔,支撑块内设有隔热空腔。

[0012] 进一步的,所述挡火环突出于防热环表面,防火罩上朝向装配孔的一侧设有用于遮挡防火罩与挡火环间隙的凸出部,防火罩上对应凸出部的位置与支撑块之间存在隔热间隙。

[0013] 进一步的,所述防火罩和支撑块均为C型结构件,尾舱本体上对应设有两个防火罩,两个防火罩在挡火环外侧形成一个环形结构,两个防火罩的端部之间存在散热间隙。

[0014] 相对于现有技术,本发明所述的一种火箭发动机防热尾舱结构具有以下优势:

[0015] 本发明提供了一种火箭发动机防热尾舱结构,这种尾舱结构具有良好的防火防热性能,可有效防止火箭发动机喷管尾焰影响发动机尾舱内的设备,确保尾舱可以保持持续稳定运行,有利于提高火箭整体的安全性和可靠性;通过在尾舱本体上设置压环,可以有效封堵尾舱本体与发动机喷管之间的间隙,压环上的贴合部与填料组件结合后,可以确保压环贴合部处的防火密封性能,避免尾焰进入尾舱本体,提高了尾舱本体的防火性能;通过在尾舱本体上设置防热环和防火罩等防火隔热结构,可以实现对尾舱本体的隔热保护,避免热量传导到尾舱本体内,确保发动机喷管尾焰的热量不会损毁尾舱本体内部设备,提高了这种尾舱整体的防火防热性能。

附图说明

[0016] 构成本发明的一部分的附图用来提供对本发明的进一步理解,本发明的示意性实施例及其说明用于解释本发明,并不构成对本发明的不当限定。在附图中:

[0017] 图1为本发明实施例所述的一种火箭发动机防热尾舱结构的结构示意图;

[0018] 图2为本发明实施例所述的一种火箭发动机防热尾舱结构的爆炸图;

[0019] 图3为本发明实施例所述的一种火箭发动机防热尾舱结构中尾舱本体上防热环一侧的结构示意图;

[0020] 图4为图3的后视图;

[0021] 图5为图3中A-A方向的结构示意图;

[0022] 图6为本发明实施例所述的一种火箭发动机防热尾舱结构中压环与挡火环连接处的结构示意图;

[0023] 图7为图6中B处的局部放大图;

[0024] 图8为本发明实施例所述的一种火箭发动机防热尾舱结构中尾舱本体安装发动机喷管时的结构示意图。

[0025] 附图标记说明:

[0026] 1、尾舱本体;2、防热环;3、挡火环;4、防火罩;5、凸起部;6、压环;7、贴合部;8、突出部;9、支撑块;10、隔热空腔;11、装配槽;12、装配孔;13、隔热罩;14、发动机喷管;15、填充槽;16、防火填料;17、定位槽;18、耐火填料;19、压紧部;20、容纳槽;21、凸出部;22、填充部;21、弯折部;22、燃气舵躲避槽。

具体实施方式

[0027] 需要说明的是,在不冲突的情况下,本发明中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。

[0028] 在本发明的描述中,需要理解的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。此外,术语“第一”、“第二”等仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性或者隐含指明所指示的技术特征的数量。由此,限定有“第一”、“第二”等的特征可以明示或者隐含地包括一个或者更多个该特征。在本发明的描述中,除非另有说明,“多个”的含义是两个或两个以上。

[0029] 在本发明的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以通过具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0030] 下面将参考附图并结合实施例来详细说明本发明。

[0031] 一种火箭发动机防热尾舱结构,如图1至图8所示,包括尾舱本体1,尾舱本体1上设有用于装配发动机喷管14的装配孔12,尾舱本体1上对应装配孔12本体上的位置设有压环6,压环6朝向装配孔12中心的一侧设有用于填充发动机喷管14与尾舱本体1连接处间隙的贴合部7,另一侧设置在尾舱本体1上,尾舱本体1上对应装配孔12四周的位置设有防热环2,防热环2、压环6、以及装配孔12同轴设置,防热环2上对应压环6的位置设有挡火环3,挡火环3与压环6贴合部7之间存在填充间隙,填充间隙内设有填料组件。

[0032] 装配发动机喷管14时,发动机喷管14插入装配孔12后,可以在发动机喷管14上套装压环6,压环6可以通过螺钉安装固定在尾舱本体1上,使压环6能封堵住发动机喷管14与尾舱本体1连接处的间隙,防止发动机喷管14尾焰回流至尾舱本体1内,避免尾舱本体1内的设备损坏,有利于提高这种尾舱结构在运行过程中的安全性和可靠性;压环6安装好后,可以再安装防热环2,并使防热环2上的挡火环3压紧顶住压环6,实现对压环6的进一步固定,防热环2和挡火环3均可以通过螺钉尾舱本体1上,挡火环3与防热环2可以一体成型,以实现防热环2和挡火环3在尾舱本体1上的固定。

[0033] 贴合部7上可以设置与填充间隙连通的填充槽15,贴合部7对应填充槽15开口的一侧朝向挡火环3设置,另一侧设有便于贴合部7形变贴合发动机喷管14的折弯;贴合部7可以增加压环6与发动机喷管14之间的接触面积,有利于提高压环6与发动机喷管14连接处的密封性,通过在贴合部7上设置填充槽15,并在填充槽15内设置填料组件,填料组件不仅可以起到隔热作用,避免热量从发动机喷管14向尾舱本体1传递,而且通过设置填料组件,还可以填充贴合部7的填充槽15,扩大贴合部7的截面积,使贴合部7的一侧能更紧密的与发动机喷管14外壁贴合,在填料组件的填充顶紧作用下,可有效解决压环6受热形变造成密封性能下降的问题,有利于提高贴合部7与发动机喷管14连接处的防火密封性能。

[0034] 可选的,贴合部7整体呈U型结构,折弯可以为V型或弧形,V型或弧形的折弯使贴合

部7具有了更好的形变性能,使贴合部7可以跟随发动机喷管14的直径进行适应性变形,有利于提高压环6的密封性能;而且V型或弧形折弯在进一步弯折后,也具有较大的复位弹力,可以支持贴合部7的一侧更紧密的与发动机喷管14贴合;通过在压环6上设置便于贴合部7形变贴合发动机喷管14的折弯柔性结构(即贴合部7),使得贴合部7可以跟随发动机喷管14发生一定的变形,且在变形过程中可贴合部7可始终与发动机喷管14保持贴合密封。

[0035] 填料组件包括可受热膨胀的防火填料16,以实现填充槽15的填充,确保压环6与发动机喷管稳定贴合;防火填料16一端设有与填充槽15配合的弯折部21,另一端设有与填充间隙配合的填充部22,防火填料16伸出填充间隙的位置设有突出部8,突出部8对应尾舱本体1与发动机喷口连接处设置;尾舱本体1上对应压环6的位置设有与压环6配合的装配槽11,装配槽11与装配孔12连通,挡火环3伸入装配槽11的一端顶住压环6,另一端设有用于限位防火填料16的凸起部5。

[0036] 可选的,防火填料16可以采用石棉绳,石棉绳具有良好的隔热防火性能,且在受热后能产生一定程度的膨胀,填充和拓展贴合部7;防火填料16上设置的弯折部21可以伸入填充槽15内,并对填充槽15进行一定程度的填充,起到防火密封效果;填充槽15内填充的防火填料16还可以对贴合部7进行一定程度的扩充,提高贴合部7的截面积,进而提高贴合部7与发动机喷管14贴合处的密封性能。

[0037] 防火填料16上的弯折部21、填充部22、以及突出部8可以在压环6外侧形成一个Z字型的密封结构,相比其他结构,Z字型的密封结构存在两个横向密封段和一个竖向密封段,与压环6配合后,可以形成一种多级多点防火密封结构,提高了防火填料16的防火隔热效果。

[0038] 一个横向密封段,即弯折部21可以对填充并拓展贴合部7,并且对贴合部7处的压环6起到良好的防火密封作用,避免尾焰通过防火填料16损坏压环6,可有效防止尾焰通过压环6与尾舱本体1连接处进入尾舱本体1内。

[0039] 一个竖线密封段,即填充部22则可以用于封堵填充间隙,进而实现对挡火环3与贴合部7之间间隙的防火密封,避免尾焰经填充间隙进入压环6或尾舱本体1内,可以与弯折部21共同起到隔绝尾焰的作用,对向压环6移动的尾焰起到两级隔离作用。

[0040] 另一个横向密封段,即突出部8则可以起到对防火填料16的延长作用,使防火填料16能延伸遮挡住贴合部7与发动机喷管14贴合处、以及压环6与挡火环3端部的贴合处,对这两处位置起到进一步的防火遮挡作用,防止尾焰进入填充间隙,避免损毁压环6或经压环6与发动机喷管14之间的间隙进入尾舱本体1内;由于贴合部7可以在填料组件拓展作用下与发动机喷管14贴合密封,因此进一步的通过防火填料16对贴合部7与发动机喷管14贴合处进行防火遮挡,可以对尾舱本体1形成多重保护,避免尾焰进入损坏尾舱本体1。

[0041] 挡火环3上可以设置凸起部5,凸起部5可以对应贴合部7设置,凸起部5朝向压环6的一侧可以设置与防火填料16突出部8配合的定位槽17,另一侧可以设置燃气舵躲避槽22,燃气舵躲避槽22可以为与燃气舵配合的阶梯型槽,可有效防止发动机喷流将燃气舵转轴烧蚀。通过在挡火环3上设置用于限位防火填料16突出部8的凸起部5,凸起部5通过压紧顶住防火填料16突出部8,可以将突出部8压紧固定在发动机喷管14及压环6的端部,提高防火填料16突出部8对压环6与发动机喷管14之间的间隙的防火及隔热效果。

[0042] 可选的,定位槽17可以采用燕尾槽,当防火填料16插入燕尾槽后,在凸起部5的压

紧作用下,可以推动防火填料16端部变形或扩散,使防火填料16端部能填满燕尾槽,以实现防火填料16与凸起部5连接处的防火密封,避免尾焰从防火填料16与凸起部5连接处进入填充间隙损坏压环6,因此利用防火填料16的突出部8与挡火环3凸起部5配合,也可实现对压环6的保护,防火填料16上的三段结构均可以对压环6起到良好的防火阻隔作用,避免尾焰经压环6与尾舱本体1连接处进入尾舱本体1。

[0043] 通过在凸起部5上设置定位槽17,可以实现对防火填料16突出部8的限位固定,防止防火填料16突出部8发生移动,凸起部5通过顶住防火填料16突出部8,可以将防火填料16压紧固定在压环6表面,提高防火填料16对压环6与发动机喷管14接触处的防火密封效果。

[0044] 可选的,凸起部5朝向挡火环3中心的一侧也可以设置与防火填料16侧面平滑过渡的斜面,斜面可以引导尾焰经凸起部5向装配孔12轴线方向喷射,可以降低凸起部5对发动机喷管14喷射气流的影响,防止紊流的出现,同时可以使大部分尾焰远离防火填料16与凸起部5连接处,从而降低尾焰进入尾舱本体1的可能性;当防火填料16插入燕尾槽后,在燕尾槽一侧内壁的压紧导向作用下,可以推动防火填料16与凸起部5更紧密贴合,以实现防火填料16表面与凸起部5斜面的平滑过渡,确保喷射气流不会进入凸起部5与防火填料16之间的间隙内。

[0045] 挡火环3上对应贴合部7填充槽15的位置还可以设置压紧部19,压紧部19伸入填充槽15的一端向装配孔12中心的方向压紧防火填料16;压紧部19朝向装配孔12中心的一侧可以设置用于推动防火填料16的斜面,随着挡火环3压紧压环6,压紧部19也可以持续深入填充槽15,并推动防火填料16与填充槽15内壁贴合,实现防火密封,有利于提高防火填料16弯折部21处的防火效果。

[0046] 可选的,填料组件还包括填充槽15内用于填充防火填料16间隙的耐火填料18,耐火填料18一端顶住防火填料16的弯折部21,另一端顶住挡火环3;耐火填料18可以用于填充防火填料16与压环6之间、以及防火填料16与挡火环3之间的间隙,推动防火填料16更好的填充和扩展贴合部7,同时提高防火填料16的防火密封效果;通过设置耐火填料18,操作人员在装配时可根据需要进行填充,有利于降低防火填料16装配的难度,提高防火填料16在尾舱运行过程中你的可靠性。

[0047] 可选的,压紧部19整体呈环形结构,压紧部19的截面可以采用锥形结构或弧形结构,压紧部19可以与耐火填料18配合使用,压紧部19通过向下压紧耐火填料18,可以进一步压缩减小防火填料16与各部件之间的间隙,同时也可以减小耐火填料18本身的间隙,使耐火填料18和防火填料16能更紧密的与贴合部7贴合,起到防火密封作用;例如,当压紧部19采用锥形结构时,耐火填料18可以对应压紧部19内外侧、以及压紧部19与贴合部7之间设置,随着压紧部19伸入填充槽15,压紧部19可以推动其外侧耐火填料18顶住防火填料16,而且压紧部19可以推动其下方的耐火填料18向下挤压防火填料16,防火填料16可以受到向下及向装配孔12中心方向的作用力,限制住防火填料16,避免防火填料16移动的同时,可以进一步消除防火填料16与贴合部7之间的间隙。

[0048] 可选的,耐火填料18由于设置在防火填料16远离发动机喷管14的一侧设置,防火填料16可以有效阻隔尾焰,避免尾焰直接灼烧耐火填料18,因此尾焰对耐火填料18的影响较小,耐火材料主要可以起到隔离热量的作用;所以耐火填料18也可以采用受热膨胀型耐火材料,例如受热膨胀陶瓷纤维或膨胀绳等具有受热膨胀性能的耐火材料,受热膨胀型耐

火材料具有耐高温、隔热、密封、膨胀系数较大等特点,可以在受热后产生一定程度的膨胀,通过采用受热膨胀型耐火材料,耐火填料18受到发动机喷管14尾焰的热量后,可以产生一定的膨胀,实现对间隙的进一步填充和密封,提高耐火填料18对防火填料16的限位效果,确保尾舱在运行过程中,防火填料16始终能起到稳定的防火密封效果。

[0049] 但在尾舱实际使用过程中,由于发动机喷管14受热、以及尾舱遇气流振动等多重因素影响,挡火环3对防火填料16的压紧作用可能存在细微松动,甚至防火填料16本体也会由于质量等问题受热变形,导致防火填料16整体防火密封性能出现问题,同时由于耐火填料18对防火填料16的压紧作用,防火填料16会保持紧绷状态以达到最佳的防火密封效果,但是防火填料16任何细小的改变(挡火环3压紧力松动或防火填料16形变),均会导致防火填料16填充部22密封性能下降,防火填料16填充部22可能发生轻微泄漏,影响防火填料16整体的防火密封效果,因此防火填料16填充部22处最好设置一种结构,实现对防火填料16的多点压紧固定,以进一步提高防火填料16的防火密封效果。

[0050] 在一个可选的实施例中,挡火环3上对应填充间隙的位置也可以设置耐火填料18,耐火填料18也可采用受热膨胀型耐火材料,挡火环3上可以设置用于装配耐火填料18的容纳槽20,容纳槽20开口一侧朝向填充间隙设置,并与填充间隙连通,且容纳槽20开口的截面可以为喇叭形结构,便于受热膨胀型耐火材料受热后,喇叭形结构的容纳槽20开口可以引导受热膨胀型耐火材料定向膨胀拓展,使受热膨胀型耐火材料在受热后能进一步压紧固定防火填料16的填充部22,确保防火填料16填充部22处的防火密封;容纳槽20内的耐火填料18可以与填充槽15内的耐火材料共同限位住防火填料16,即使挡火环3发生轻微松动,也可以很好的限制住防火填料16。

[0051] 通过在挡火环3上设置多种结构,并且在填充槽15和容纳槽20内设置耐火填料18,可以实现对防火填料16由外至内的依次固定和压紧,使防火填料16整体能始终贴近压环6,确保防火填料16对压环6起到防火密封作用,即使挡火环3松动,甚至防火填料16形变,也不会导致防火填料16密封性下降,可以有效避免尾焰损毁压环6或经压环6进入尾舱本体1内,确保尾舱本体1的安全。

[0052] 隔热环2上对应挡火环3四周的位置可以设置防火罩4,尾舱本体1对应防火罩4的位置设有用于安装防火罩4的支撑块9,隔热环2上设有便于支撑块9通过的通孔,支撑块9内设有隔热空腔10,相比实心的支撑块9结构,隔热空腔10可以使支撑块9形成多层隔热结构,可以提高支撑块9的隔热效果;防火罩4和支撑块9均可以通过螺钉安装在尾舱本体1上,防火罩4和支撑块9上均可以设置用于安装螺钉的安装孔;支撑块9和防火罩4可以共同限制住发动机喷管14喷出的尾焰,避免尾焰向尾舱本体1外侧移动,实现尾舱本体1的全方面防火隔热。

[0053] 隔热环2上设置的通孔可便于支撑块9的装配,通过将支撑块9直接装配在尾舱本体1上,有利于提高支撑块9和防火罩4在尾舱本体1上的稳定性,而且隔热环2还可以通过通孔与支撑块9配合,实现隔热环2的限位,有利于提高尾舱本体1上多种隔热结构的稳定性。

[0054] 挡火环3可突出于隔热环2表面,防火罩4上朝向装配孔12的一侧设有用于遮挡防火罩4与挡火环3间隙的凸出部21,防火罩4上对应凸出部21的位置与支撑块9之间存在隔热间隙;隔热间隙可以与隔热空腔10配合,使防火罩4和支撑块9形成更多的隔热层结构,进一步提高防火罩4和支撑块9整体的隔热效果;其中防火罩4可以有效避免尾焰损伤支撑块9,

防火罩4上的凸出部21可以与挡火环3配合,实现防火罩4与挡火环3之间的平滑过渡,避免尾焰进入防火罩4与挡火环3之间的间隙,减小压环6处的隔热压力,有利于降低压环6整体的温度,提高压环6处防火填料16的稳定性。

[0055] 可选的,防火罩4和支撑块9均可以为C型结构件,尾舱本体1上对应设有两个防火罩4,两个防火罩4在挡火环3外侧形成一个环形结构,两个防火罩4的端部之间存在散热间隙;C型的防火罩4可以更好的与挡火环3贴合,进一步降低尾焰进入防火罩4与挡火环3之间间隙的可能性;散热间隙有利于冷空气进入尾焰,在散热间隙处形成流动的气流,对防热环2和防火罩4起到一定的冷却作用,两个C型的防火罩4端部可以形成类似拉瓦尔喷管的结构,加速冷空气经过防热环2表面的速度,有利于降低防热环2的温度。

[0056] 可选的,防热环2也可以通过螺钉安装固定在尾舱本体1上,尾舱本体1上设有用于安装螺钉的螺纹槽,尾舱本体1内对应螺纹槽的位置可以设置隔热罩13,隔热罩13对应散热间隙设置;隔热罩13可以对散热间隙处的防热环2起到良好的隔热作用,避免多余热量经防热环2传导到尾舱本体1内,隔热罩13也可以对螺纹槽处的尾舱本体1起到良好的热量隔离作用。

[0057] 这种尾舱结构的具体装配方法可参考如下所述:

[0058] 操作人员可以先在压环6的贴合部7上装配防火填料16,并使用耐火填料18填充防火填料16与贴合部7之间的缝隙,此时可以使用工具弯折防火填料16,使防火填料16弯折形成Z字型,弯折好防火填料16后还可以使用定型工具对防火填料16进行定型,避免防火填料16在后续零部件装配过程中发生变形,便于后续零部件的装配。

[0059] 之后可以在防热环2上装配压环6,并利用防热环2上的挡火环3与压环6的贴合部7配合,实现对防火填料16的限位固定,便于防火填料16起到防火密封作用,压环6装配之前也可以先在挡火环3容纳槽20内装配耐火填料18;其中,在挡火环3上装配时压环6时,可以将防火填料16上的突出部8对正插入定位槽17,实现对防火填料16的限位后,即可拆除定型工具。

[0060] 最后可以在防热环2上依次装配支撑块9和防火罩4,并将最后组装完成的结构安装固定在尾舱本体1上即可,操作简便。

[0061] 本发明提供了一种火箭发动机防热尾舱结构,这种尾舱结构具有良好的防火防热性能,可有效防止火箭发动机喷管尾焰影响发动机尾舱内的设备,确保尾舱可以保持持续稳定运行,有利于提高火箭整体的安全性和可靠性;通过在尾舱本体上设置压环,可以有效封堵尾舱本体与发动机喷管之间的间隙,压环上的贴合部与填料组件结合后,可以确保压环贴合部处的防火密封性能,避免尾焰进入尾舱本体,提高了尾舱本体的防火性能;通过在尾舱本体上设置防热环和防火罩等防火隔热结构,可以实现对尾舱本体的隔热保护,避免热量传导到尾舱本体内,确保发动机喷管尾焰的热量不会损毁尾舱本体内设备,提高了这种尾舱整体的防火防热性能。

[0062] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

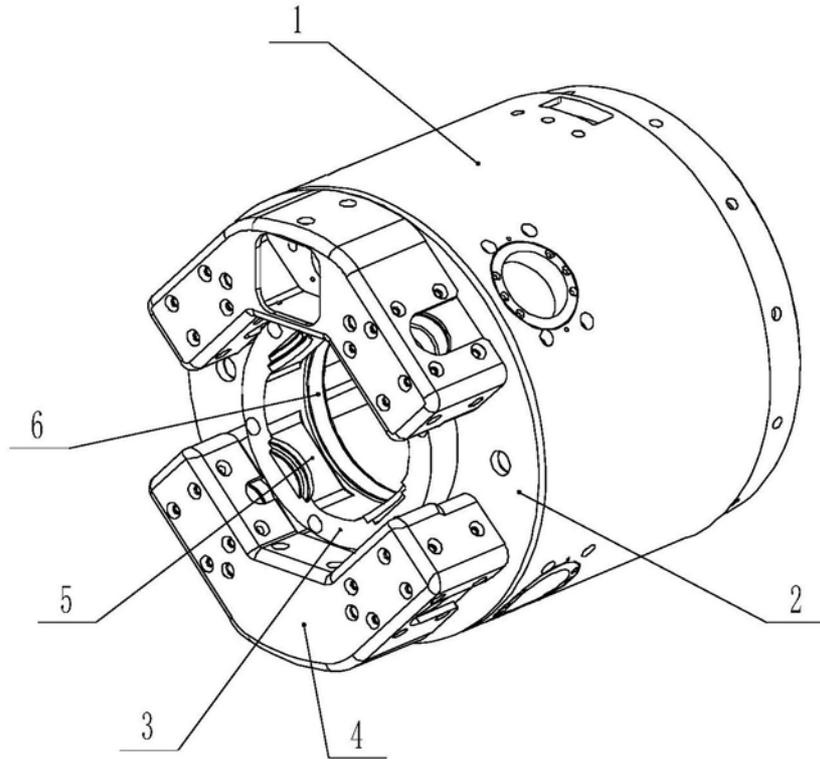


图1

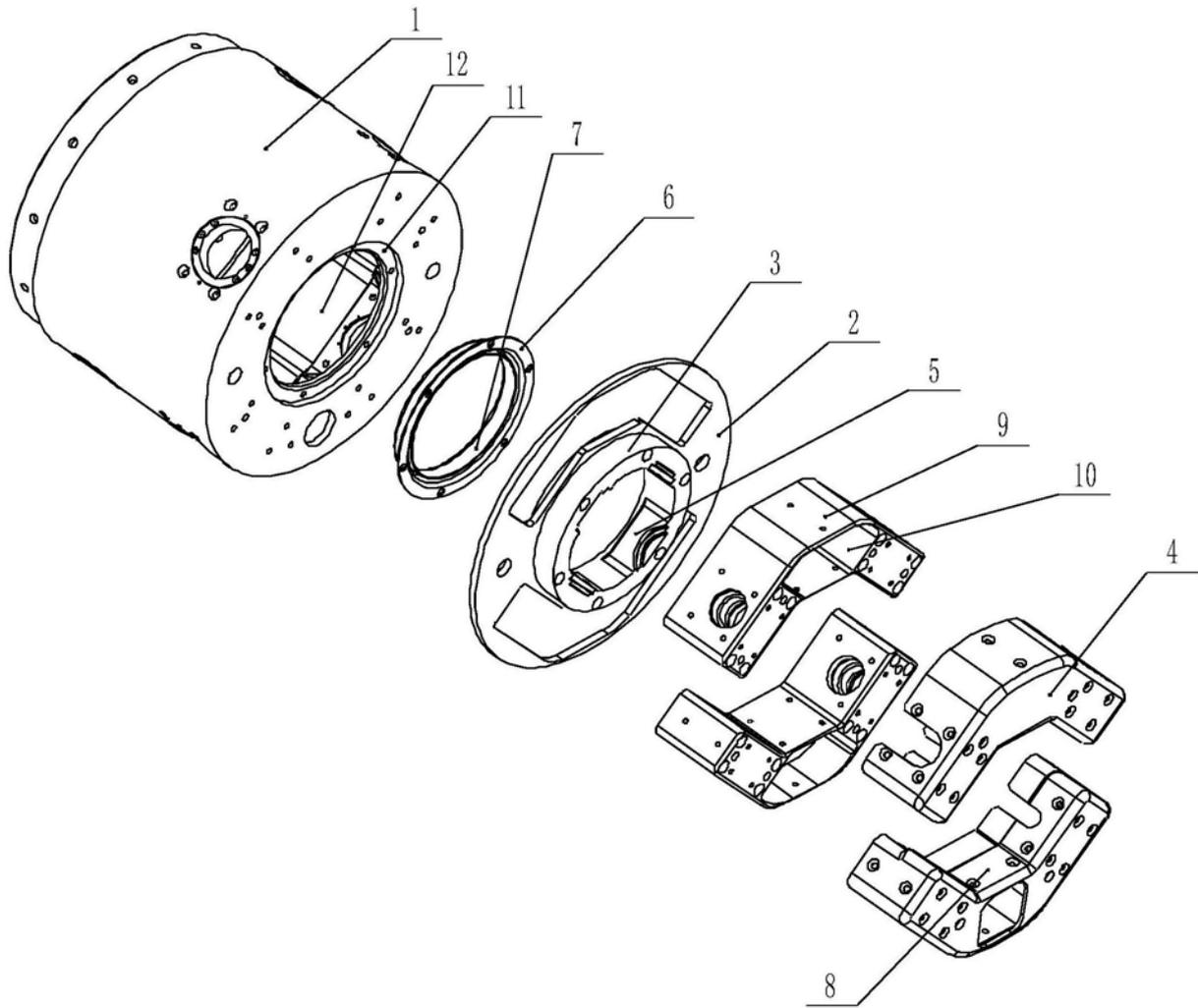


图2

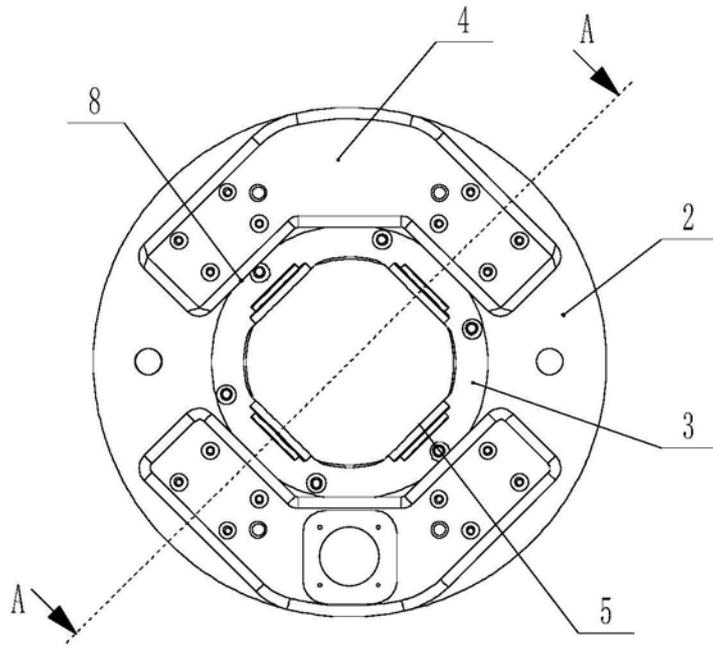


图3

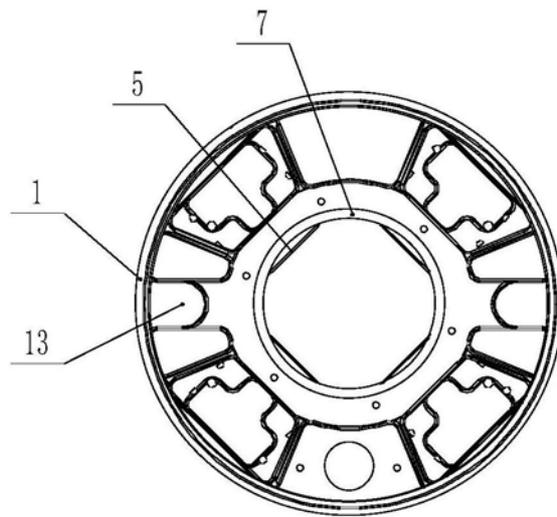


图4

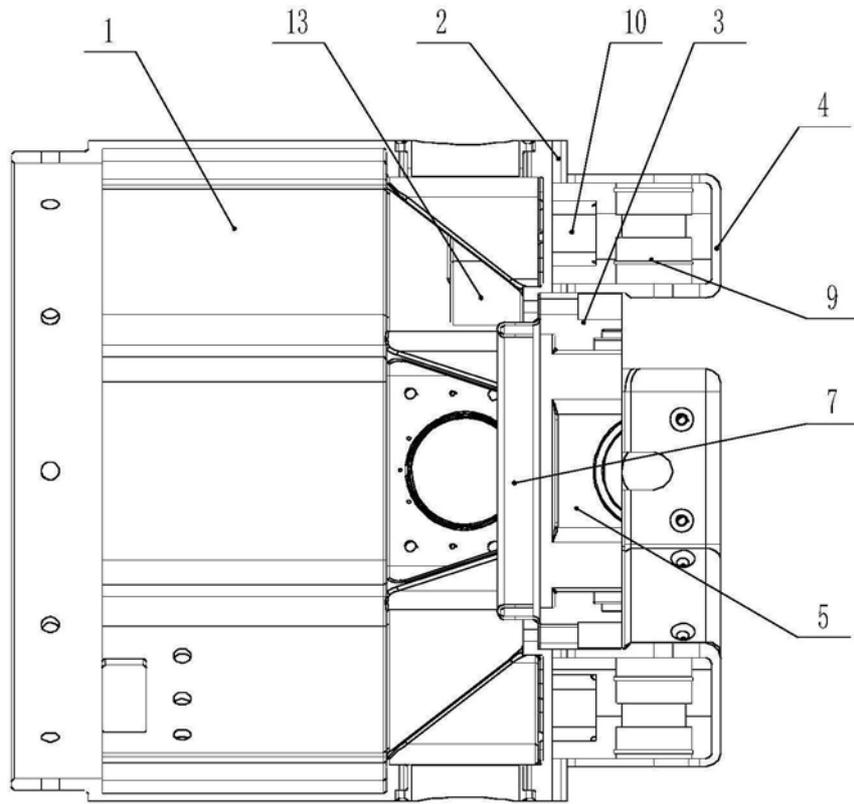


图5

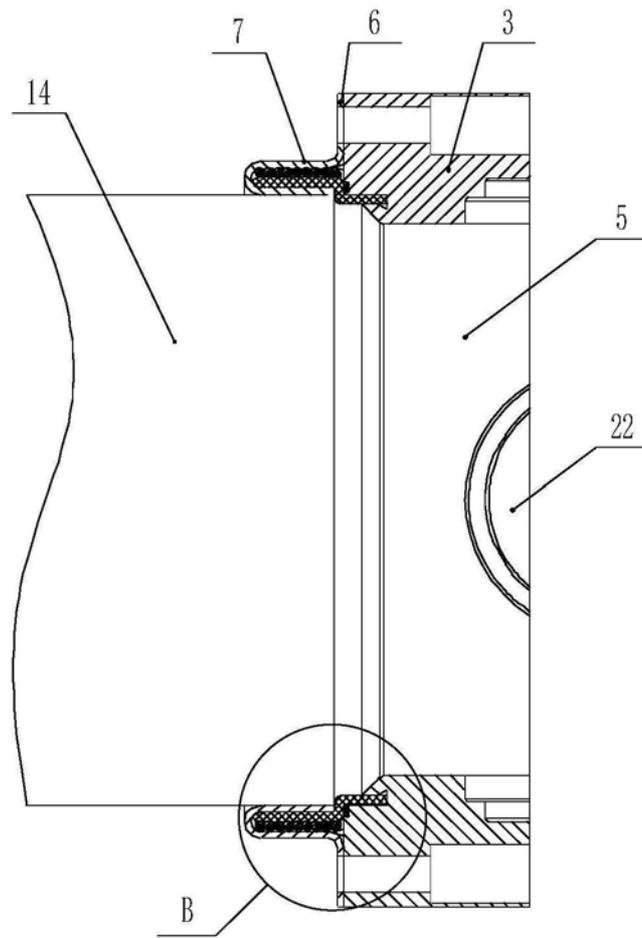


图6

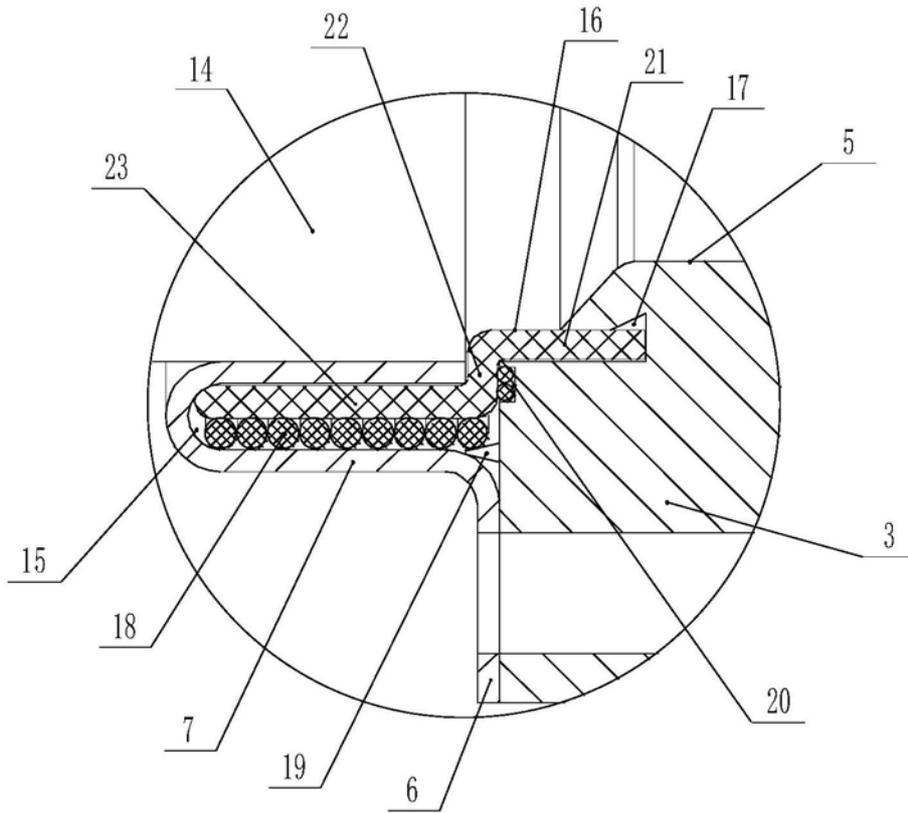


图7

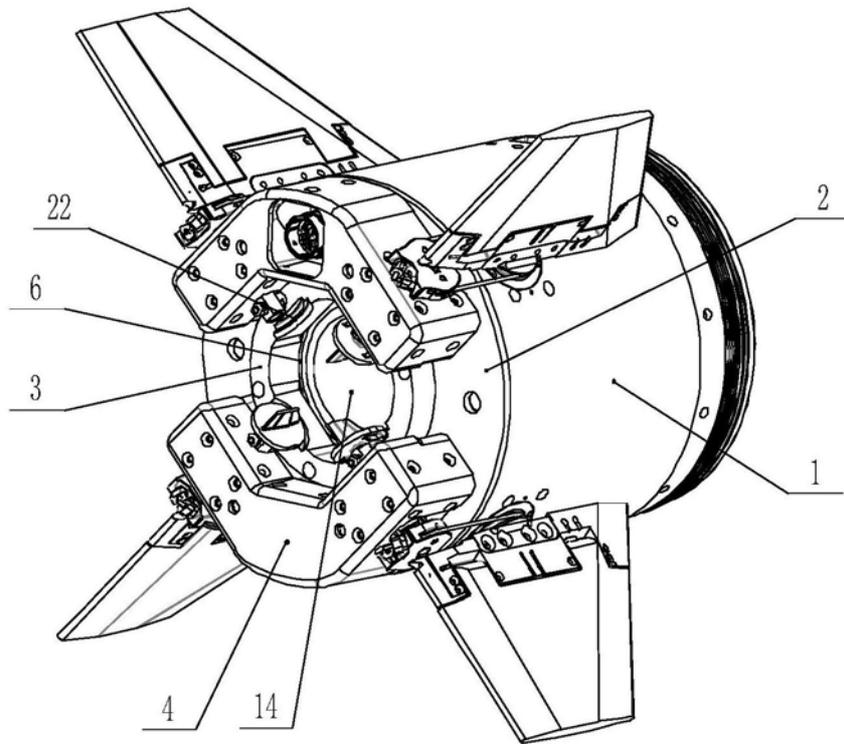


图8