



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115585412 A

(43) 申请公布日 2023. 01. 10

(21) 申请号 202211160887.1

F21W 107/30 (2018.01)

(22) 申请日 2022.09.22

F21Y 115/10 (2016.01)

(71) 申请人 兰州万里航空机电有限责任公司
地址 730070 甘肃省兰州市安宁区安宁西路万里西村30号

(72) 发明人 李君基 寇甜甜 卢青青 马超飞

(74) 专利代理机构 北京清大紫荆知识产权代理有限公司 11718

专利代理师 窦雪龙

(51) Int. Cl.

F21S 2/00 (2016.01)

F21V 19/00 (2006.01)

F21V 23/00 (2015.01)

H05B 45/10 (2020.01)

H05B 45/325 (2020.01)

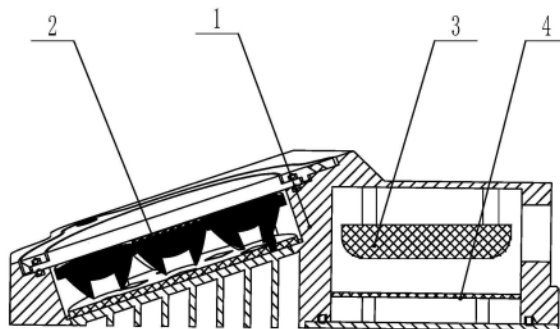
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

一种集成式飞机加油灯

(57) 摘要

本申请提供了一种集成式飞机加油灯,属于飞机空中加油系统照明设计技术领域,具体包括壳体组件、光源组件、驱动组件和光源调节器,壳体组件包括壳体及设置在壳体内的第一腔体和第二腔体,光源组件设置于第一腔体内,驱动组件和光源调节器设置于第二腔体内,光源组件、驱动组件和光源调节器依次连接,光源组件设有受油探管照明模式和锥套泛光照明模式,驱动组件用于分压和控制电流恒定,光源组件用于改变光强时稳定输入电压。通过本申请的处理方案,使机载设备具有轻量化、集成化、成本低、控制简单的优点。



1. 一种集成式飞机加油灯, 安装于受油机受油探管灯伸缩支架上, 其特征在于, 所述集成式飞机加油灯包括壳体组件、光源组件、驱动组件和光源调节器, 所述壳体组件包括壳体及设置在所述壳体内的第一腔体和第二腔体, 所述光源组件设置于所述第一腔体内, 所述驱动组件和所述光源调节器设置于所述第二腔体内, 所述光源组件、所述驱动组件和所述光源调节器依次连接, 所述光源组件设有受油探管照明模式和锥套泛光照明模式, 所述驱动组件用于分压和控制电流恒定, 所述光源组件用于改变光强时稳定输入电压。

2. 根据权利要求1所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述光源组件包括依次连接的玻屏、TIR透镜和光源印制板, 所述玻屏表面镀有红外截止膜, 所述光源印制板的中间区域设有锥套泛光照明灯, 所述光源印制板的四周设有多个受油探管照明灯, 且相邻的所述受油探管照明灯之间设有隐蔽模式光源, 所述TIR透镜包括与所述锥套泛光照明灯相对设置的锥套泛光透镜和与所述受油探管照明灯相对设置的受油照明透镜。

3. 根据权利要求2所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述受油照明透镜表面设有珠面, 所述珠面用于保证光分布的均匀性; 所述锥套泛光透镜表面设有棱镜, 所述棱镜用于保证光线的偏折角度。

4. 根据权利要求2所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述玻屏的边缘设有环形凹槽, 所述凹槽内设有密封圈。

5. 根据权利要求1所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述壳体包括底面、位于顶部的A面、以及位于侧面的B面、C面和D面, 所述C面和所述D面相对设置; 所述A面为空间四边形, 所述B面和所述C面与所述底面垂直, 以所述底面为参考零面, 所述A面的左边与所述底面的线面角 α 为 $18^{\circ} \sim 20^{\circ}$, 所述A面的右边与所述底面的线面角 β 为 $8^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 。

6. 根据权利要求5所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述C面、所述D面和所述底面均有散热片, 且所述C面的散热片、所述D面的散热片和所述底面的散热片形成的散热槽面均平行于所述A面。

7. 根据权利要求5所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述A面上设有前端盖, 所述前端盖位于所述第一腔体上且所述前端盖与所述A面共形; 所述第二腔体上设有后端盖。

8. 根据权利要求1所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述驱动组件和所述光源调节器将外部输入电压通过脉宽调制电路转换为频率一定、占空比变化的PWM控制信号, 通过调节PWM的占空比调节输出电流的变化。

9. 根据权利要求2所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述光源组件还包括固定板, 所述TIR透镜通过所述固定板安装在所述第一腔体内。

10. 根据权利要求2所述的集成式飞机加油灯, 其特征在于, 所述锥套泛光照明灯和所述受油探管照明灯均设置为LED灯。

一种集成式飞机加油灯

技术领域

[0001] 本申请涉及飞机空中加油系统照明设计技术领域,尤其涉及一种集成式飞机加油灯。

背景技术

[0002] 随着备战的需求,飞机的航程需要扩大范围,自1923年美国首架空中加油机亮相后,空中加油技术空前发展。当需要夜间空中加油时,空中加油灯显得极为迫切和必要。当飞机位于空中加油欲对接位置上时,飞机锥套泛光灯用于照亮距离受油插头顶端15m远的锥管,以保证受油机的驾驶员能直接看到处于灯照射下的加油锥套,进行加油对接工作;受油探管灯用于在受油探管管嘴和锥套最后啮合期间,对受油探管管嘴及锥套进行照明,以保证受油机的驾驶员能直接看到处于受油探管灯照射下的探管。以往的飞机加油需要两种加油灯,分别为受油插头照明灯和加油区域照明灯,分别用于照亮受油插头和照亮加油区域其中包括照亮锥套,但是两种加油灯为飞机增加了重量,占用了过多的空间安装位置,且增加了控制复杂度、成本支出,降低了可靠性。因此,提出一种同时具备两种功能的加油灯显得极其必要。

发明内容

[0003] 有鉴于此,本申请实施例提供一种集成式飞机加油灯,至少部分解决现有技术中受油插头照明灯和加油区域照明灯分体式设计导致的飞机重量大、控制复杂的问题。

[0004] 本申请实施例提供一种集成式飞机加油灯,安装于受油机受油探管灯伸缩支架上,集成式飞机加油灯包括壳体组件、光源组件、驱动组件和光源调节器,所述壳体组件包括壳体及设置在所述壳体内的第一腔体和第二腔体,所述光源组件设置于所述第一腔体内,所述驱动组件和所述光源调节器设置于所述第二腔体内,所述光源组件、所述驱动组件和所述光源调节器依次连接,所述光源组件设有受油探管照明模式和锥套泛光照明模式,所述驱动组件用于分压和控制电流恒定,所述光源组件用于改变光强时稳定输入电压。

[0005] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述光源组件包括依次连接的玻屏、TIR透镜和光源印制板,所述玻屏表面镀有红外截止膜,所述光源印制板的中间区域设有锥套泛光照明灯,所述光源印制板的四周设有多个受油探管照明灯,且相邻的所述受油探管照明灯之间设有隐蔽模式光源,所述TIR透镜包括与所述锥套泛光照明灯相对设置的锥套泛光透镜和与所述受油探管照明灯相对设置的受油照明透镜。

[0006] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述受油照明透镜表面设有珠面,所述珠面用于保证光分布的均匀性;所述锥套泛光透镜表面设有棱镜,所述棱镜用于保证光线的偏折角度。

[0007] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述玻屏的边缘设有环形凹槽,所述凹槽内设有密封圈。

[0008] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述壳体包括底面、位于顶部的A面、以

及位于侧面的B面、C面和D面,所述C面和所述D面相对设置;所述A面为空间四边形,所述B面和所述C面与所述底面垂直,以所述底面为参考零面,所述A面的左边与所述底面的线面角 α 为 $18^{\circ}\sim 20^{\circ}$,所述A面的右边与所述底面的线面角 β 为 $8^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 。

[0009] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述C面、所述D面和所述底面均有散热片,且所述C面的散热片、所述D面的散热片和所述底面的散热片形成的散热槽面均平行于所述A面。

[0010] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述A面上设有前端盖,所述前端盖位于所述第一腔体上且所述前端盖与所述A面共形;所述第二腔体上设有后端盖。

[0011] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述驱动组件和所述光源调节器将外部输入电压通过脉宽调制电路转换为频率一定、占空比变化的PWM控制信号,通过调节PWM的占空比调节输出电流的变化。

[0012] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述光源组件还包括固定板,所述TIR透镜通过所述固定板安装在所述第一腔体内。

[0013] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,所述锥套泛光照明灯和所述受油探管照明灯均设置为LED灯。

[0014] 有益效果

[0015] 本申请实施例中的集成式飞机加油灯,将飞机锥套泛光灯和受油探管灯功能集成设计,满足机载设备轻量化、集成化、成本低、控制简单的要求;集成式LED飞机加油灯在传统的单机各配套一台的受油插头照明灯和加油区域照明灯的基础上,采用了受油探管照明与锥套泛光照明光源集成一体化设计,通过空间构型的方法使得壳体组件结构紧凑,满足加油灯的性能要求,减轻了飞机的负重,简化了控制方式。

[0016] 运用光源调节器将外部输入电压通过脉宽调制电路转换为频率一定、占空比变化的PWM控制信号,通过调节PWM的占空比调节输出电流的变化,以调节驱动器输入的电流,调节LED芯片的光通量,最终实现飞行员在机上通过旋转控制面板上的旋钮调节LED飞机加油灯的亮度,使灯光能够满足飞行员不同情境下的视觉需求,优化人机交互。

附图说明

[0017] 为了更清楚地说明本申请实施例的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0018] 图1为根据本发明一实施例的集成式飞机加油灯的结构示意图;

[0019] 图2为根据本发明一实施例的集成式飞机加油灯的光源组件示意图;

[0020] 图3为根据本发明一实施例的集成式飞机加油灯的壳体组件轴侧视图;

[0021] 图4为根据本发明一实施例的集成式飞机加油灯的照射光锥示意图;

[0022] 图5为根据本发明一实施例的集成式飞机加油灯的TIR透镜光束照射示意图。

[0023] 图中:1、壳体组件;1-1、壳体;1-2、前端盖;1-3、后端盖;2、光源组件;2-1、玻屏;2-2、密封圈;2-3、固定板;2-4、TIR透镜;2-5、光源印制板;3、驱动组件;4、光源调节器。

具体实施方式

[0024] 下面结合附图对本申请实施例进行详细描述。

[0025] 以下通过特定的具体实例说明本申请的实施方式,本领域技术人员可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本申请的其他优点与功效。显然,所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。本申请还可以通过另外不同的具体实施方式加以实施或应用,本说明书中的各项细节也可以基于不同观点与应用,在没有背离本申请的精神下进行各种修饰或改变。需说明的是,在不冲突的情况下,以下实施例及实施例中的特征可以相互组合。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

[0026] 要说明的是,下文描述在所附权利要求书的范围内的实施例的各种方面。应显而易见,本文中所描述的方面可体现于广泛多种形式中,且本文中所描述的任何特定结构及/或功能仅为说明性的。基于本申请,所属领域的技术人员应了解,本文中所描述的一个方面可与任何其它方面独立地实施,且可以各种方式组合这些方面中的两者或两者以上。举例来说,可使用本文中所阐述的任何数目个方面来实施设备及/或实践方法。另外,可使用除了本文中所阐述的方面中的一或多者之外的其它结构及/或功能性实施此设备及/或实践此方法。

[0027] 还需要说明的是,以下实施例中所提供的图示仅以示意方式说明本申请的基本构想,图式中仅显示与本申请中有关的组件而非按照实际实施时的组件数目、形状及尺寸绘制,其实际实施时各组件的型态、数量及比例可为一种随意的改变,且其组件布局型态也可能更为复杂。

[0028] 另外,在以下描述中,提供具体细节是为了便于透彻理解实例。然而,所属领域的技术人员将理解,可在没有这些特定细节的情况下实践所述方面。

[0029] 本申请实施例提供了一种集成式飞机加油灯,安装于受油机受油探管灯伸缩支架上,是飞机锥套泛光灯和受油探管灯功能集成之后的飞机加油灯,根据GJB2020A-2012中受油机受油探管灯的照明标准要求进行设计,下面参照图1至图5进行详细描述。

[0030] 在本实施例中,集成式飞机加油灯包括壳体组件1、光源组件2、驱动组件3和光源调节器4,壳体组件1包括壳体1-1及设置在壳体1-1内的第一腔体和第二腔体,光源组件2设置于第一腔体内,驱动组件3和光源调节器4设置于第二腔体内,光源组件2、驱动组件3和光源调节器4依次连接,光源组件2用于改变光强时稳定输入电压,驱动组件3用于分压和控制电流恒定,光源组件2设有受油探管照明模式和锥套泛光照明模式,光源组件2对光进行调节,使灯光能够满足飞行员不同情境下的视觉需求。

[0031] 根据本申请实施例的一种具体实现方式,光源组件2包括依次连接的玻屏2-1、TIR透镜2-4和光源印制板2-5,玻屏2-1的边缘设有环形凹槽,凹槽内设有密封圈2-2,为了保证密封性,在玻屏2-1的两侧各设置一个密封圈2-2,玻屏2-1表面镀有红外截止膜。

[0032] 光源印制板2-5的中间区域设有锥套泛光照明灯,光源印制板2-5的四周设有多个受油探管照明灯,且相邻的受油探管照明灯之间设有隐蔽模式光源。TIR透镜2-4通过固定板2-3安装在第一腔体内部的凸台上,TIR透镜2-4包括与锥套泛光照明灯相对设置的锥套泛光透镜和与受油探管照明灯相对设置的受油照明透镜,TIR透镜2-4对受油探管照明灯和锥套泛光照明灯发出的光进行科学的二次配光,以达到所需要的光强及照射效果。

[0033] 进一步的,受油照明透镜表面设有珠面,珠面用于保证光分布的均匀性;锥套泛光透镜表面设有棱镜,棱镜用于保证光线的偏折角度。

[0034] 在一个实施例中,锥套泛光照明灯设置为1颗友好模式下锥套泛光照明的LED灯,1颗友好模式下锥套泛光照明的LED灯光经TIR透镜2-4以及上面的棱镜折射后,二次配光后变成规则的、光线折射一定角度的光束,照亮飞机的锥套。受油探管照明灯设置为4颗友好模式下受油探管照明的LED灯,4颗友好模式下受油探管照明的LED灯光经TIR透镜2-4以及上面的珠面二次配光后变成规则的、光斑均匀的光束,照亮飞机的受油探管。

[0035] 在一个具体实施例中,为了保证光照效果,对壳体组件1进行设计,壳体组件1中的壳体1包括底面、位于顶部的A面、以及位于侧面的B面、C面和D面,C面和D面相对设置,B面的相对侧是第二腔体所在区域,从图中可以看出,A面、B面、C面和D面围成了第一腔体所在区域。A面为空间四边形,B面和C面与安装底面垂直,以底面为参考零面,A面的左边与底面的线面角 α 为 $18^{\circ}\sim 20^{\circ}$,A面的右边与底面的线面角 β 为 $8^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 。调节 α 、 β 角可改变加油灯的照射效果,改变不同工况的眩光程度,当 α 越趋向于 20° 、 β 角越趋向于 8° 时,被照射物照射效果更好、同时也可有效避免因光线照射飞机金属表面后反射光线对飞行员产生眩光;A面左、右边交汇点与底面的距离决定了加油灯出光面与被照射物体距离远近,在两种角度范围之内形成的光锥既能满足实际使用要求,又可以避免眩光,以此形成的A面保证了集成式飞机加油灯的性能照射要求,符合人机功效学。

[0036] 因此,在一个优选的实施例中,A面为空间四边形,且A面与C面形成的二面角为 $96^{\circ}18'$,A面与B面形成的二面角为 $108^{\circ}48'$;以底面为参考零面,A面的左边与底面的线面角为 20° ,A面的右边与底面的线面角为 8° ,以此形成的A面保证了集成式飞机加油灯的性能照射要求。

[0037] 本实施例中,通过壳体1-1上的A面与B面、C面的面角倾斜、A面两边与底面的倾斜设计,使光线的照射范围能照射到飞机的加油区域;如图3所示,深色大光锥表示标准要求的理论光锥A,浅色的大光锥表示所设计的光锥主光束B,浅色的小光锥表示设计的光锥次光束C。主光束B能够照亮距离受油插头顶端15m远的锥管,即达到了飞机锥套泛光灯的功能,次光束C能够在受油探管管嘴和锥套最后啮合期间,对受油探管管嘴及锥套进行照明,照亮受油探管,即达到了受油探管灯的功能。

[0038] 进一步的,C面、D面和底面均有散热片,且C面的散热片、D面的散热片和底面的散热片形成的散热槽面均平行于A面,可以保证散热面积最大,散热效果最优。

[0039] 在一个实施例中,壳体组件1还包括前端盖1-2,前端盖1-2位于第一腔体上且前端盖1-2与A面共形,第二腔体上设有后端盖1-3。

[0040] 具体的,前端盖1-2通过螺钉安装在壳体1-1的第一腔体上,第二腔体的两角设有凸起,凸起对后端盖1-3进行限位。

[0041] 在一个实施例中,驱动组件3和光源调节器4将外部输入电压通过脉宽调制电路转换为频率一定、占空比变化的PWM控制信号,通过调节PWM的占空比调节输出电流的变化,最终实现飞行员在机上通过旋转控制面板上的旋钮调节LED飞机加油灯的亮度。

[0042] 具体的,飞机夜间空中加油时,飞行员需要在加油灯照射的区域内找受油探管与输油口的相对位置,通过操作飞机控制面板上的旋钮,使得肉眼对发出的光能够更好地适应,飞行员能够更精确的完成空中加油任务。光源调节器4一端连接外部插座,另一端与驱

动组件3连接,驱动组件3与光源组件2连接。当光强不符合飞行员的需求时,飞行员通过调节控制面板上的旋钮来控制光源调节器4的输入电压,光源调节器4对于已改变的输入电压转化为占空比变化的PWM控制信号,进而调节驱动组件3的输入电流,同时进行进行稳压稳流,保证光源组件2发光源发光的稳定性,最终改变的电流输入光源组件2,光强随着电流的变化而调整,以符合飞行员对光强的需求。

[0043] 本申请的飞机加油灯是飞机机外照明系统配套设备,功能是使驾驶员能看到被泛光灯照亮的受油探管且能够在受油探管管嘴和锥套最后啮合期间,对受油探管管嘴及锥套进行照明,照亮受油探管,安装于受油探管灯伸缩支架上。工作原理是接通28VDC后,驱动器组件对输入电压进行稳压,LED芯片(锥套泛光照明灯和受油探管照明灯)发出的光经过TIR透镜折射后得到需要的光束。

[0044] 以上所述,仅为本申请的具体实施方式,但本申请的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此,本申请的保护范围应以权利要求的保护范围为准。

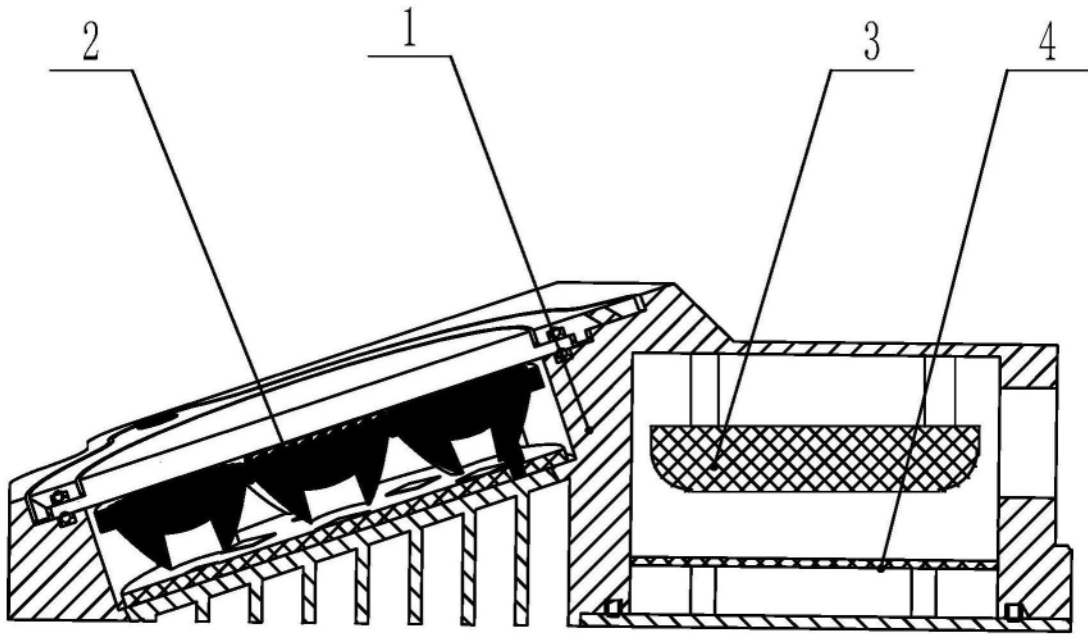


图1

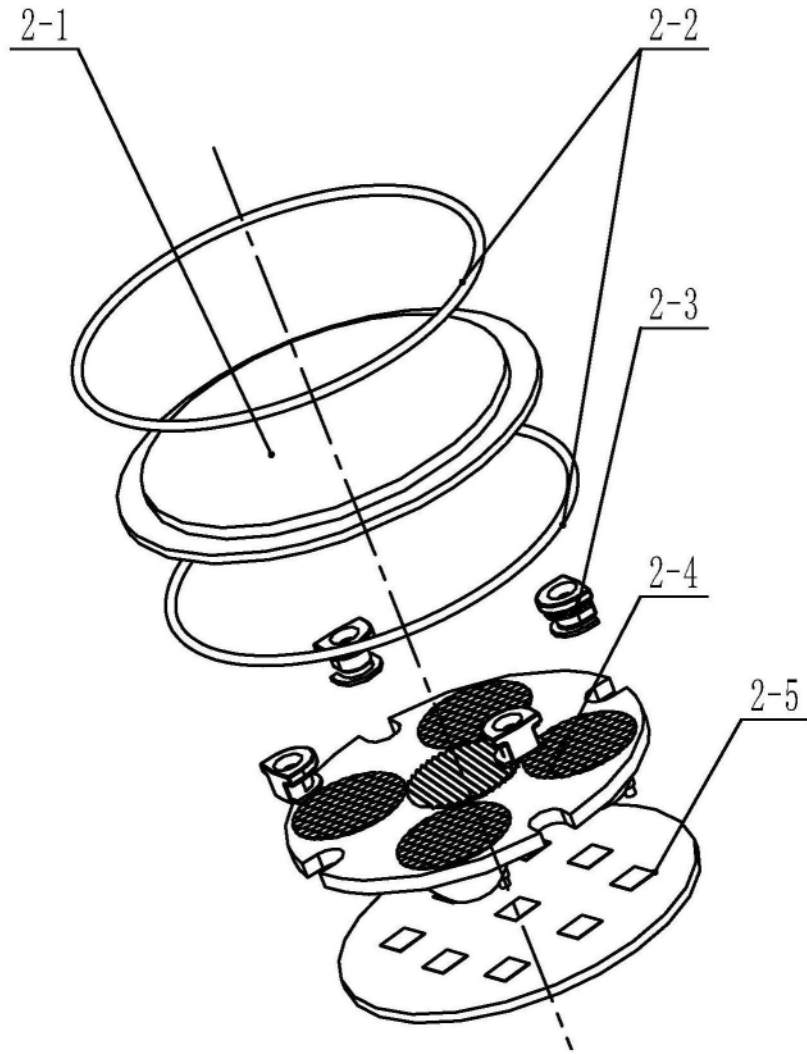


图2

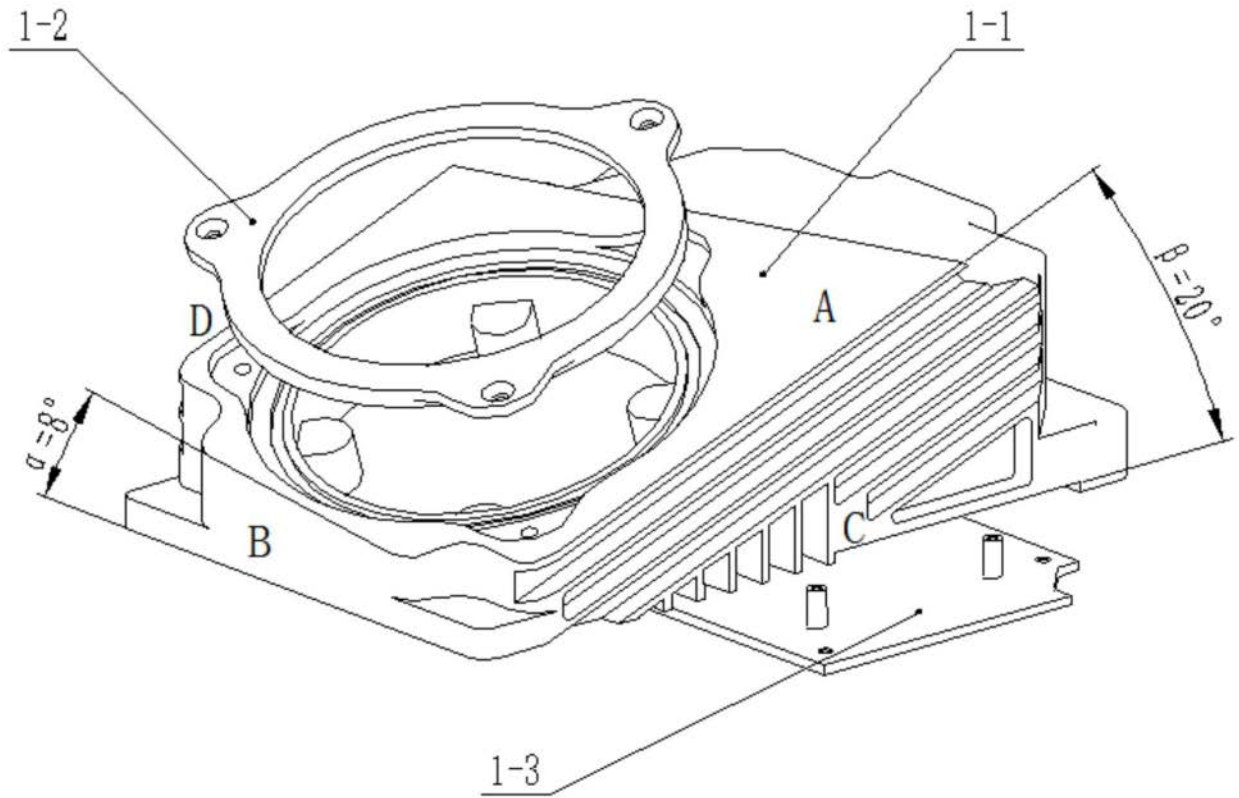


图3

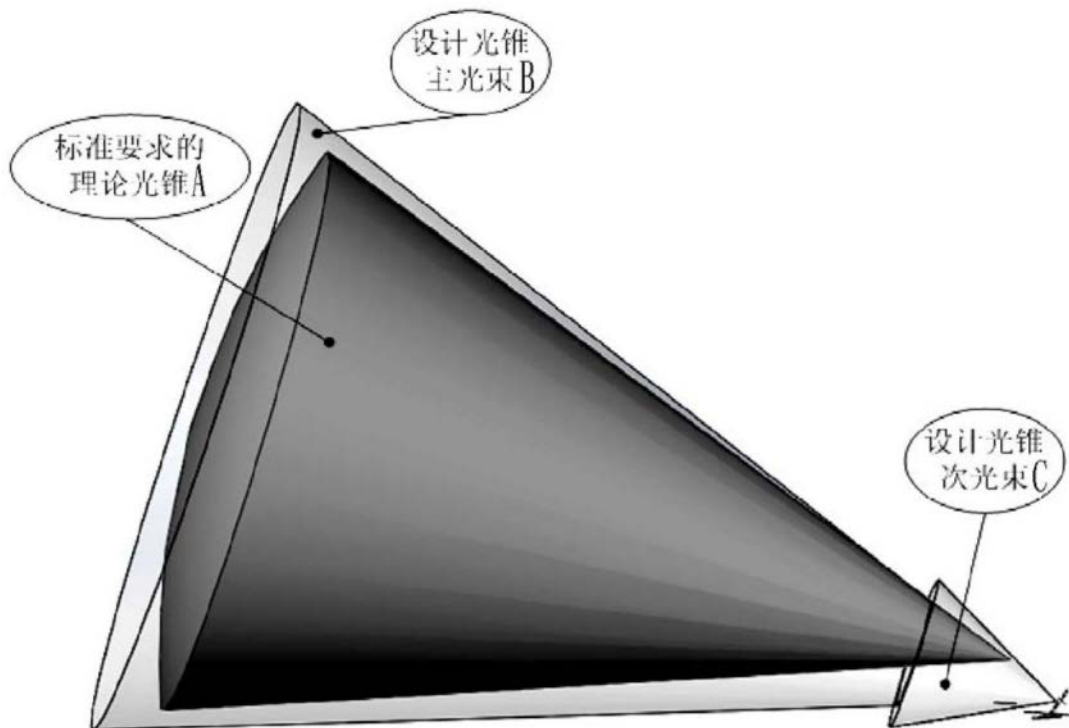


图4

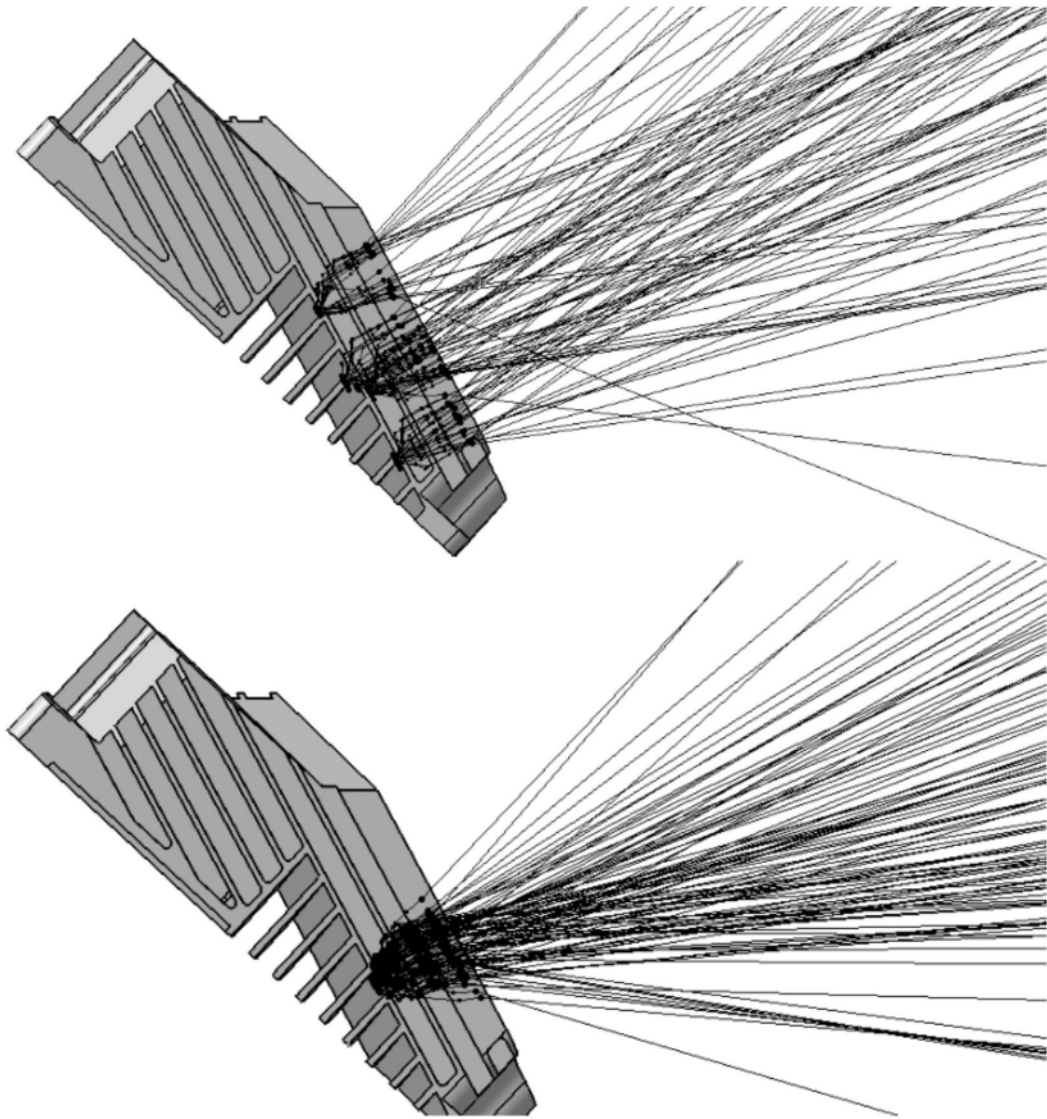


图5