



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101766049 A

(43) 申请公布日 2010. 06. 30

(21) 申请号 200880100444. 5

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2008. 06. 19

H05B 3/84 (2006. 01)

(30) 优先权数据

B64D 47/08 (2006. 01)

0755959 2007. 06. 22 FR

B64D 15/12 (2006. 01)

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 01. 25

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2008/051103 2008. 06. 19

(87) PCT申请的公布数据

W02009/007569 FR 2009. 01. 15

(71) 申请人 空中客车运营简易股份公司

地址 法国图卢兹

(72) 发明人 L·迪谢纳 P·布拉穆莱

(74) 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专

利商标事务所 11038

代理人 黄必青

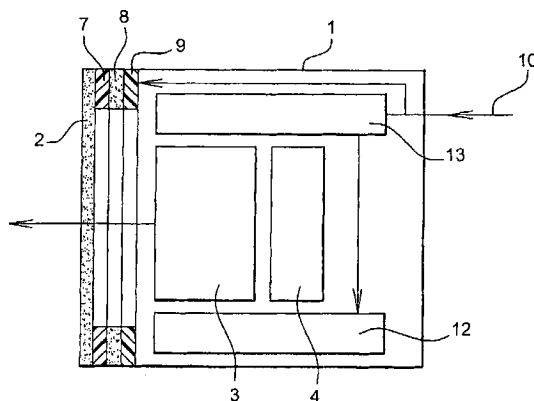
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 1 页

(54) 发明名称

光学仪器的除霜或除雾系统及备有该系统的图像采集装置

(57) 摘要

本发明涉及包括保护外壳 (1) 的光学仪器的除雾或除霜系统。根据本发明, 该系统包括: 观察窗 (2), 其至少一个面由导热膜 (7) 覆盖, 导热膜置于观察窗 (2) 的有效区域的边缘, 观察窗用于安装在保护外壳 (1) 上; 用于与膜接触放置以加热该膜的加热元件 (8); 以及加热元件 (8) 的供电电路 (9、10)。



1. 光学仪器的除雾或除霜系统,光学仪器包括一个保护外壳,该系统的特征在于,它包括:

- 观察窗 (2),其至少一个面由导热膜 (7) 覆盖,导热膜置于所述观察窗 (2) 的有效区域的边缘,所述观察窗 (2) 用于安装在所述保护外壳 (1) 上,

- 加热元件 (8),用于与所述膜接触放置,以对所述膜进行加热,以及

- 所述加热元件 (8) 的供电电路 (9、10)。

2. 根据权利要求 1 所述的系统,其特征在於,所述导热膜是可机械变形的导热膜 (7),以便与所述加热元件 (8) 的表面相配合。

3. 根据权利要求 2 所述的系统,其特征在於,所述导热膜 (7) 包括一个具有玻璃纤维的基质,在其外表面具有包含添加了导热颗粒的硅酮聚合物的层。

4. 根据权利要求 1 至 3 之一所述的系统,其特征在於,所述供电电路 (9、10) 具有一个印刷电路 (9),其上安装加热元件 (8),所述印刷电路用于为所述加热元件 (8) 供能。

5. 根据权利要求 4 所述的系统,其特征在於,所述印刷电路 (9) 呈环形形状。

6. 根据权利要求 1 至 5 之一所述的系统,其特征在於,所述加热元件 (8) 为电阻,用于至少部分地覆盖所述导热膜 (7),并且其宽度和长度相对所述导热膜 (7) 的横向尺寸和形状而确定。

7. 根据权利要求 1 至 6 之一所述的系统,其特征在於,它具有另一个加热元件 (12),用于置于所述外壳内。

8. 图像采集装置,包括一个保护外壳 (1),外壳内放置至少一个传感器 (4),所述外壳具有一个置于传感器 (4) 前的观察窗 (2),其特征在於,它具有一个权利要求 1 至 7 之一所述的除雾或除霜系统。

9. 根据权利要求 8 所述的装置,其特征在於,所述外壳是一个充氮的密封外壳 (1)。

10. 飞行器,其装备有一个权利要求 8 或 9 所述的图像采集装置。

光学仪器的除霜或除雾系统及备有该系统的图像采集装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种光学仪器、如图像采集装置的除霜或除雾系统。它还涉及装备了这种除霜和 / 或除雾装置的图像采集装置。

[0002] 本发明特别适用于装备在飞行器上的摄像机。

背景技术

[0003] 在飞机上的固定位置装备外部摄像机、以监视飞机的一确定区域和 / 或其周围环境是已知的。这些摄像机可让飞行员实时观察到飞机的重要部位或者触及不到的部位,如机翼、着陆起落架、货舱等。

[0004] 作为典型的例子,当飞机在地面滑行时,这种摄像机使得能够精确地观察轮子在跑道上的位置以及可能的障碍物。

[0005] 然而,这些摄像机要经受飞机飞行时海拔高度的外部极端条件。典型地,在 12000 米的海拔高度,飞机的外部温度接近 -50°C 。而且,根据飞机的飞行阶段,这些摄像机可能暴露于 -55°C 至 $+70^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内。

[0006] 这些摄像机通常具有一个图像传感器和一个镜头,它们置于一个保护外壳内,使其不受周围环境、即温度和湿度的影响。

[0007] 然而,封闭在该外壳内的空气可能含有一定的水份。

[0008] 可以看到,当保护外壳外的温度迅速下降时,这些水份在外壳最冷的部分迅速冷凝,该部分通常位于置于图像传感器的光学器件前的观察窗或保护玻璃的中央。

[0009] 这样,图像的中央部分无法利用。这种冷凝还会由于光学衍射而破坏由此生成的图像的其它部分的质量,并且在极端情况下,使图像完全无法使用。

[0010] 此外,一旦出现这种冷凝,它可能会存在很长时间,即使其形成条件已经不再具备时。

[0011] 人们知道一些观察窗的防水汽处理方法,但这些处理方法会随时间而老化,并且使观察窗变得不透明,使传感器图像模糊。

[0012] 最后还知道,当飞行器在一定的海拔高度之上飞行时,在某些条件下,大气中的小水滴在保护外壳的外表面以霜的形式聚集。这些小水滴相互聚积形成很厚的霜。这种结霜可使传感器的图像完全无法使用。

[0013] 一旦形成这种霜层,并且如果没有任何的除霜系统,那么只要外部温度不能回升到足以使其融化的温度,这层霜就会留在构件上。

[0014] 结果导致飞行员可能丧失对飞行器某些部位的视觉观察,这是由于水微粒在通常用于观察这些部位的摄像机的保护玻璃或观察窗上聚积而形成水汽或霜所致。

[0015] 因此,有意义的是获得如摄像机或数码相机的一种图像采集装置,其结构可防止在保护外壳内形成水汽或在保护外壳外形成霜。

[0016] 由与观察窗连接的电丝构成的加热观察窗的现有技术是已知的。然而,这些观察窗成本太高,并且在维护采集装置时,这些电丝可能由于拆卸时不小心会被割断,从而使装

置失效。

发明内容

[0017] 因此,本发明的目的是提出一种光学仪器的除雾或除霜系统,其设计和工作模式简单,迅速并且能解除在图像采集装置的光通道处的霜或水汽的冷凝和聚积问题。

[0018] 本发明的另一个目的在于节约如摄影系统这样的光学仪器的除雾或除霜所需的能量,从而使飞机上的电能消耗最小化。

[0019] 为此,本发明涉及一种光学仪器的除雾或除霜系统,光学仪器包括一个保护外壳。

[0020] 根据本发明,该系统包括:

[0021] - 观察窗,其至少一个面由一个导热膜覆盖,导热膜置于观察窗的有效区域的边缘,该观察窗用于安装在保护外壳上,

[0022] - 加热元件,用于与导热膜接触放置,以加热该膜,以及

[0023] - 加热元件的供电电路。

[0024] 导热膜和加热元件置于观察窗的有效区域边缘,该系统可有利地保证观察窗加热的完好控制,同时留出通向例如图像采集装置的传感器的光通道,使得正在采集的图像不被一个或多个物体局部遮挡。

[0025] 作为典型的例子,该除雾或除霜系统可在图像采集装置或者光学观察装置上使用。在后一种情况下,观察窗例如为透镜。

[0026] 在该光学仪器的除雾或除霜系统的不同的特定实施方式中,每个都有其特定优点,并且可进行多种可能的技术组合:

[0027] - 加热元件是电阻,用于至少部分地覆盖导热膜,并且其宽度和长度相对于导热膜的横向尺寸和形状而确定。

[0028] 作为例子,导热膜具有环形形状,该膜的横向尺寸就是其宽度。鉴于导热膜的环形形状,因此加热元件为小尺寸电阻。这些电阻的小尺寸可增加与导热膜的接触面积,因此增加热量传递。为了在导热膜、因而观察窗的一个最大面积上分布温度,使用大量这样的靠着膜表面放置的电阻。

[0029] - 该导热膜是一种可机械变形的导热膜,以便与加热元件的表面相配合。

[0030] 该膜例如可变形,通过在其外表面上施加压力,得到该膜的原始厚度的压缩。由于加热元件被压向该膜,所以膜贴合在这些加热元件的表面,这可保证热量在膜内的更好的热传递。

[0031] - 供电电路具有一个印刷电路,上面安装加热元件,该印刷电路用于为加热元件供电,

[0032] - 印刷电路呈环形形状。

[0033] 更广义的,印刷电路作为加热元件的支撑,它可以呈任何其它能够在其中心部分留出通向图像采集装置的传感器的光通道的形状。

[0034] - 它包括一个温度传感器,用于置于所述观察窗的表面附近,并能产生一个温度信号。

[0035] “表面附近”是指在表面上,或距离该表面一个能产生实际相互作用的距离,以使传感器能测量温度,该温度将得到调节。

- [0036] - 系统具有另外一个加热元件,用于放在外壳内。
- [0037] 作为典型的例子,该另一个加热元件可具有一个或多个并联安装的电阻,以调和体积与要消耗的功率。
- [0038] 本发明还涉及一种图像采集装置,它包括一个保护外壳,外壳内放置至少一个传感器,该外壳具有一个置于传感器前的观察窗。
- [0039] 根据本发明,该装置具有一个如前所述的除雾或除霜系统。
- [0040] 一般,该图像采集装置可具有一个视频摄像机或数码相机的传感器,如 CDD 或 CMOS,用于采集图像。该传感器置于一个镜头的后面。
- [0041] 本发明的系统可实施在图像采集装置的保护外壳上,图像采集装置用于安装在飞行器或者甚至用于深海照相的海底设备上。在后一种情况下,观察窗为一个球面观察窗,并且保护外壳典型地为钛材料的。另外,可使用一个图像校正器,用于消除由于广角取景造成的可能的失真。
- [0042] 最好,保护外壳是一个充氮的密封壳体。观察窗借助确保观察窗 / 壳体的接触密封性的密封垫安装在保护外壳的壳体上。
- [0043] 外壳可具有一个氮输入口,与一个阀连接,使得可以在地面维护作业时,控制氮的压力和 / 或对所述外壳进行充氮。
- [0044] 最后,本发明涉及一种装备有如前所述的图像采集装置的飞行器。
- [0045] 该除雾或除霜系统成本经济,并且便于在破裂的情况下更换观察窗,因为观察窗可用标准玻璃制成。

附图说明

- [0046] 下面参照附图对本发明作更详细的描述,附图中:
- [0047] - 图 1 为根据本发明的一个优选实施例的图像采集装置的示意图;
- [0048] - 图 2 为图 1 装置的分解图。

具体实施方式

- [0049] 图 1 示出根据本发明的一个优选实施例的图像采集装置。
- [0050] 该装置包括一个保护外壳 1,其上安装一个观察窗 2。在该外壳 1 中,沿着光线从外部朝向传感器的行进方向,放置一个镜头 3 和一个传感器 4、如一个具有光探测点阵的 CCD 传感器。
- [0051] 镜头 3 可以是一个变焦镜头,用于放大相对于装置固定的一个物体。
- [0052] 外壳还具有一个传感器及其镜头的控制电路(未示出)。
- [0053] 装置的密封性由间置在观察窗 2 和保护外壳 1 的壳体之间的密封垫 5、6 来保证。
- [0054] 该装置还具有观察窗 2 的一个除霜或除雾系统,所述观察窗在其内表面由一个导热膜 7 覆盖,导热膜置于观察窗有效区域的边缘。这里,膜 7 具有环形形状。
- [0055] 该导热膜 7 有利地包括一个具有玻璃纤维的基质,在其外表面具有包含添加了导热颗粒的硅酮聚合物的层。这些固体颗粒最好在包括铝、石墨、氮化硼及这些成分的组合物的组中选择。
- [0056] 该导热膜 7 的优点是可以变形,并且与无膜或有不可变形的膜的加热装置相比具

有更好的导热性,对于无膜或有不可变形的膜的加热装置,存在于观察窗 2 和加热元件之间的空气会影响热传导。

[0057] 美国 Minneapolis 的 Bergquist 公司以“Gap-Pad”(注册商标)名称销售的由玻璃纤维基底上的添加氧化铝的硅酮聚合物层构成的产品,特别适合于实施本发明。

[0058] 除霜或除雾系统还具有加热元件 8,与导热膜 7 接触放置以对其加热。这些加热元件 8 是表面贴片电阻 (CMS),安装在为这些电阻供电的印刷电路 9 上。该印刷电路 9 与图像采集装置的电源 10 连接。印刷电路 9 呈环形,以便不干扰通向传感器 4 的光通道。置于外壳 1 内壁上的凸起 11 作为印刷电路 9 的支撑,同时能将电阻 8 压紧在导热膜 7 上。

[0059] 这些电阻 8 的布置,即平放在印刷电路 9 形成的环上,保证了电阻 8 与导热膜 7 的最大接触面积,从而便于热传递。

[0060] 这里,电阻 8 通过高温焊接,典型地约为 350°C,焊接在印刷电路 9 的环上,以避免温度升高时这些电阻 8 的意外脱落。

[0061] 除雾或除霜系统还具有另外一个加热元件 12,置于外壳 1 内并通过恒温器 13 与图像采集装置的电源 10 连接。该另一个加热元件 12 为功率电阻。

[0062] 由恒温器 13 控制的该另一个加热元件 12 使得可有利地保持外壳 1 内的温度为正,并且因此改善了由与导热膜 7 接触的加热元件 8 实现的除霜效率。

[0063] 在本发明的一个特定实施例中,观察窗 2 由厚度为 2.5 毫米的完全标准的玻璃制成,并且直径为 60 毫米。表面贴片电阻 8 的尺寸约为 3 毫米 × 2 毫米 × 1 毫米,单个电阻的功率有限(每个电阻 0.25 瓦)。

[0064] 安装在环形的印刷电路 9 上的电阻 8 的数量例如为 50 个,可在有限的体积内达到加热观察窗 2 所需的总功率。

[0065] 另外,能量消耗与观察窗 2 的直径相适应。50 个 0.25 瓦的电阻得出的能量消耗是每平方厘米的观察窗 2 为 0.2 瓦。

[0066] 另一个加热元件 12 要达到 0.05 瓦/立方厘米的功率。在一个长度 100 毫米、直径 60 毫米的保护外壳 1 的情况下,另一个加热元件 12 的功率则为 6 瓦。因此,它可由四个纯陶瓷电阻构成,每个为 510 欧姆,这些电阻并联设置,以减小体积和要消耗的功率。

[0067] 恒温器 13 是开放触点式的。电源 10 为飞行器中通常使用的 28 伏低压电源。

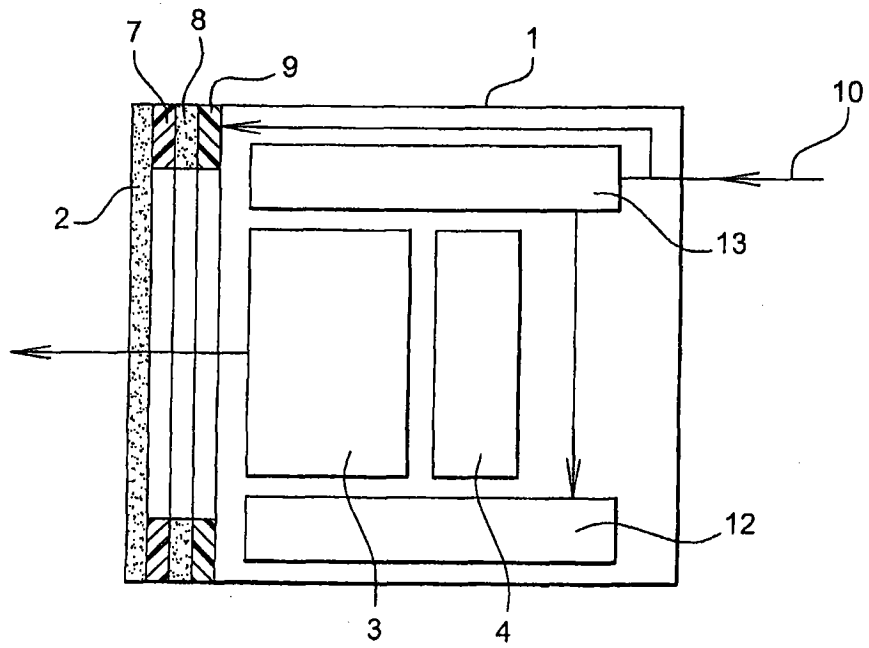


图 1

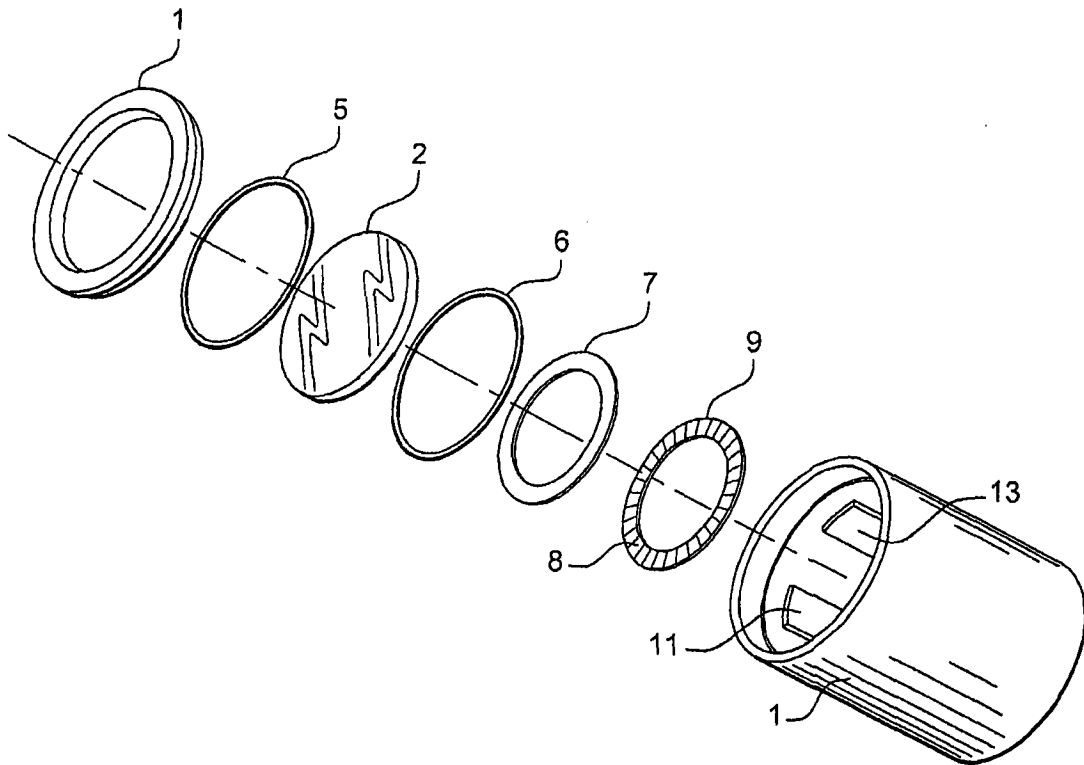


图 2