



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107873012 B

(45)授权公告日 2019.01.18

(21)申请号 201680024147.1

(22)申请日 2016.06.01

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 107873012 A

(43)申请公布日 2018.04.03

(30)优先权数据
1555013 2015.06.02 FR

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2017.10.25

(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/FR2016/051307 2016.06.01

(87)PCT国际申请的公布数据
W02016/193618 FR 2016.12.08

(73)专利权人 空客防务与空间有限公司
地址 法国莱斯米罗克斯

(72)发明人 安德鲁·瓦尔克

(74)专利代理机构 上海天协和诚知识产权代理
事务所 31216
代理人 童锡君

(51)Int.Cl.
B64G 1/10(2006.01)
B64G 1/50(2006.01)
B64G 1/22(2006.01)

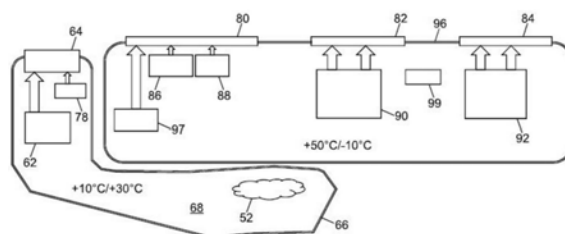
(56)对比文件
CN 103492846 A,2014.01.01,
CN 103534826 A,2014.01.22,
US 2014110531 A1,2014.04.24,
EP 0966051 A1,1999.12.22,
审查员 赵鹏

权利要求书1页 说明书5页 附图6页

(54)发明名称
人造卫星

(57)摘要

本发明涉及人造卫星,其包括电池组(62)、至少一个散热器(64)以及低损耗设备项(52),所述电池组(62)能够耗散热量,所述散热器(64)能够把所述电池组(62)所耗散的热量传递到太空,所述低损耗设备项(52)所具有的个体功率通量密度低于250瓦特/m²;其特征在于,所述人造卫星包括热绝缘罩(66),所述热绝缘罩与所述散热器(64)一起界定内部等温区(68),在所述内部等温区中通过辐射进行热控,所述电池组(62)和所述低损耗设备(52)设置在所述热绝缘罩(66)中,而且所述电池组(62)运行范围在0℃至50℃之间,最好在10℃至30℃之间。



1. 人造卫星 (38,100), 其包括至少一个电池组 (62)、至少一个散热器 (64) 以及至少一个低损耗设备 (52,54,56,58,60,97), 所述电池组能够耗散热量, 所述散热器能够将所述电池组 (62) 所耗散的热量传递到太空, 所述低损耗设备所具有的个体功率通量密度低于250瓦特/m², 其特征在于, 所述人造卫星包括热绝缘罩 (66), 所述热绝缘罩与所述散热器 (64) 一起界定内部等温区 (68), 在所述内部等温区中通过辐射进行热控, 所述电池组 (62) 和所述低损耗设备 (52,54,56,58,60,97) 设置在所述热绝缘罩 (66) 中, 而且所述电池组 (62) 的运行范围在0℃至50℃之间。

2. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述电池组 (62) 是锂电池组。

3. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述低损耗设备 (52,54,56,58,60,97) 包括推进剂储存与分配系统。

4. 根据权利要求3所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述推进剂储存与分配系统包括贮箱 (56)、分配管道 (58)、阀门 (59)、过滤器 (60) 以及一部分喷嘴 (54) 之中的至少一个设备。

5. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述低损耗设备 (52,54,56,58,60,97) 包括至少一个反作用轮 (97)。

6. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述热绝缘罩 (66) 由柔性材料制成。

7. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 所述人造卫星还包括附接到所述散热器 (64) 的加热设备 (78)。

8. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 所述人造卫星包括中心结构 (44)、固定到所述中心结构 (44) 的至少一个推进剂贮箱 (56)、至少局部附接到所述中心结构 (44) 的推进剂分配管道 (58) 以及安装在所述管道 (58) 上的阀门 (59), 所述热绝缘罩 (66) 包括覆盖在所述中心结构 (44) 上的护套 (70), 所述护套 (70) 容纳所述中心结构 (44)、所述贮箱 (56)、至少一部分所述管道 (58) 以及所述阀门 (59)。

9. 根据权利要求8所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述护套 (70) 具有外围边缘 (74), 所述外围边缘附接到第一散热器的上部 (75)。

10. 根据权利要求9所述的人造卫星 (38,100), 所述人造卫星包括支撑所述中心结构 (44) 的地球相反面 (46), 而且其中, 所述热绝缘罩 (66) 包括覆盖所述地球相反面 (46) 的绝缘材料的大致扁平的部分 (72), 由绝缘材料所制成的所述部分 (72) 固定到所述至少一个散热器的下部 (77), 以便与所述护套 (70) 以及所述至少一个散热器 (64) 一起形成封闭套。

11. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 卫星的低损耗设备所耗散的热通量低于40瓦特。

12. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述电池组 (62) 的运行范围在10℃至30℃之间。

13. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述电池组 (62) 是锂离子电池组。

14. 根据权利要求1所述的人造卫星 (38,100), 其特征在于, 所述热绝缘罩 (66) 由多层隔热材料制成。

人造卫星

技术领域

[0001] 本发明涉及人造卫星的领域,尤其是地球同步卫星的领域。

[0002] 具体而言,本发明涉及卫星的热控。

背景技术

[0003] 卫星包括诸如电池、有效载荷、机载计算机等设备。必须对这些设备项进行热控,以确保正常运行,并因此确保所关注的卫星能顺利完成其任务。由于这些设备项的运行温度范围不同,所以需要按照其运行温度将其隔离在相兼容的温度区域中。这些区域被与散热器热接触的多层隔热材料包围。为了简化这种隔离的实施,可以把运行温度范围相似的设备项一起组合在相同的区域。需要保持在最冷温度的等温区需要最大的散热器。这种散热器笨重而且还会增加卫星的重量。因此,卫星制造商只在最冷的区域放置最少量的设备。

[0004] 图1A和图1B是在卫星1中设置等温区的实例的示意图。根据该实例,卫星1包括五种类型的等温区。各个等温区都被多层隔热材料6所包围,而且还有可能被散热器所包围。每个等温区还进一步包括加热设备7。

[0005] 因此,第一种类型的等温区4包括一组电池2和第一散热器3。若电池2是NiH电池,则将第一种类型区域4的温度保持在 -20°C 至 -10°C 之间。若电池2是锂离子电池,则将第一种类型区域4的温度保持在 $+10^{\circ}\text{C}$ 至 $+30^{\circ}\text{C}$ 之间。

[0006] 第二种类型的等温区11包括反作用轮8、机载计算机5、供电设备10以及第二散热器9。第二种类型等温区11的温度保持在 -20°C 至 $+50^{\circ}\text{C}$ 之间。

[0007] 第三种类型的等温区12包括以低功率运行的有效载荷16以及第三散热器13。第三种类型等温区12的温度保持在 -10°C 至 $+50^{\circ}\text{C}$ 之间。

[0008] 第四种类型的区域18包括以高功率运行的有效载荷14以及第四散热器15。第四种类型等温区18的温度保持在 -20°C 至 $+70^{\circ}\text{C}$ 之间。

[0009] 最后,将推进剂储存与分配系统22放在被称之为推进区24的第五种类型的区域。在本发明中,我们一般用术语“推进剂”指代用于推进目的物质,包括化学推进或等离子体推进。推进区保持在 0°C 至 $+50^{\circ}\text{C}$ 之间的温度。推进区24的安装特别耗时较长且成本较高。在如此安装过程中,把加热器紧贴到贮箱26、阀门和过滤器30。然后,把多层隔热材料6缠绕在各个设备项周围及其部分喷嘴32上。最后,把加热器按照螺旋排列全部沿着推进剂分配管道28放置,如图2所示。把由铝制成的粘合带36粘贴到加热器上。随后把多层隔热材料6缠绕在管道34周围。操作加热器,以便推进剂不冻结。多层隔热材料使之有可能将推进剂所需的加热功率降到最低,由此减少电力消耗。

[0010] 然而,在贮箱和喷嘴之间的所有管道上安装加热器、粘合带以及多层隔热材料都是手工完成的。因此,如此安装非常耗时。另外,支撑管道28的支架34是由成本较高的且具有低导热率的材料制成。

发明内容

[0011] 本发明的目的旨在提出适用于卫星所有设备项的热控解决方案,因为使设备项在卫星上的配置(例如,位置和定向)更加自由,且同时保持有效并由此使之有可能减少制造卫星所需的时间和成本,所以所述热控解决方案实施起来更简单。

[0012] 为此,本发明涉及人造卫星,所述人造卫星包括至少一个电池组、至少一个散热器以及至少一个所谓的低损耗设备项,其中,所述电池组能够耗散热量,所述散热器把电池组所耗散的热量传递到太空,所述低损耗设备项所具有的个体功率通量密度低于250瓦特/ m^2 ,其特征在于,所述人造卫星包括热绝缘罩,所述热绝缘罩与所述散热器一起界定内部等温区,在所述内部等温区中通过辐射进行热控,所述电池组和所述低损耗设备项设置在所述热绝缘罩中,而且所述电池组的运行范围在0℃至50℃之间,最好在10℃至30℃之间。

[0013] 有利的是,安装单个罩减少了设计卫星的时间和成本,所述单个罩界定单个温度区域,所述温度区域包括电池组和低损耗设备。

[0014] 有利的是,与同样这些设备项放置在多个等温区中的电力消耗相比,可减少加热在罩中所容纳的设备项所需的电力消耗。

[0015] 根据一个特殊实施例,电池组是锂电池组,更具体而言,是锂离子电池组。

[0016] 根据一个特殊实施例,低损耗设备包括推进剂储存与分配系统。

[0017] 有利的是,有助于内部等温区(也包括推进)的安装。实际上,该内部等温区容纳连接贮箱、阀门和发动机的所有管线。因此,无需再对管道进行热缠绕。罩使之有可能一下子非常快捷地将所有小设备项包围在储存与分配系统中。

[0018] 有利的是,与旧推进区相比,该内部等温区还使之有可能更加灵活地进行安装。实际上,例如,有可能修改贮箱的尺寸或者改变推进剂分配管道的路径,而无需重新安装加热器、铝带和多层隔热材料。

[0019] 有利的是,因为储存与分配系统不耗散任何热量,所以可将其加入在容纳电池组的等温区中,而无需增加该区域中的散热器的散热表面。

[0020] 有利的是,容纳在罩中的设备项是所有卫星中存在的且可以与罩一起构成标准基底的设备项,可将设备项添加到所述标准基底,其尺寸根据卫星任务的需要而变化,比如有效载荷、机载计算机等。

[0021] 根据一个特殊实施例,所述推进剂储存与分配系统包括贮箱、分配管道、阀门、过滤器以及一部分喷嘴之中的至少一个设备项。

[0022] 此外,如图1B所示,反作用轮8通常经由热熔体37,比如热管或金属编织电缆,与散热器实现热连接。热熔体可通过手工附接到反作用轮和散热器。如此附接使得安装起来比较费时。另外,在设计卫星时,如果想要改变反作用轮8在卫星中的位置或定向,就必须卸除热熔体37并将其重新安装在不同位置或者根据需要改变其长度。这项工作需要手工来完成,这也是很费时且因此成本较高的。

[0023] 因此,根据第二实施例,所述低损耗设备包括至少一个反作用轮。

[0024] 有利的是,根据这第二实施例,不再需要在反作用轮与散热器之间附接热熔体。反作用轮可以自由地将热量耗散到第一等温区。如此设置有助于卫星的安装。

[0025] 如此设置还使得设计卫星的灵活性更大,因为反作用轮可在第一等温区内进行轻易的移动或者有所不同地定向,从而满足用户需求的变化。

[0026] 有利的是,因为反作用轮耗散很少的热量,所以可以把这些低损耗设备项添加到容纳电池组的等温区中,而无需大幅度增加该区域中散热器的散热表面。

[0027] 有利的是,根据第二实施例的卫星无需在反作用轮和散热器之间附接热熔体并且减少了制造卫星的时间和成本。

[0028] 根据一个特殊实施例,热绝缘罩由柔性材料制成,最好是多层隔热材料。

[0029] 尽管罩具有恒定的体积,但其柔韧性使之能够适合中心结构的不同形状、电池组的不同形状、储存与分配系统的不同形状、设备项的不同形状(例如,附接到中心结构的设备项或者其它设备项),或者反作用轮的不同形状。

[0030] 根据一个特殊实施例,卫星还包括附接到所述散热器的加热设备。

[0031] 有利的是,加热设备项直接附接到散热器的内板。所述加热设备项加热所述板,并由此使之能够加热罩中所容纳的所有设备项。

[0032] 根据一个特殊实施例,卫星包括中心结构、固定到所述中心结构的至少一个推进剂贮箱、至少局部附接到中心结构的推进剂分配管道以及安装在管道上的阀门,热绝缘罩包括覆盖在所述中心结构上的护套,所述护套容纳所述中心结构、所述贮箱、至少一部分所述管道以及所述阀门。

[0033] 有利的是,在改变卫星设计的情况下,罩可以很容易地放上和取下。

[0034] 有利的是,罩可用适合于不同卫星主要部件的标准款式来制成,而与罩要包围的设备项的数量和尺寸是多少无关。实际上,假如其重量较低,则通过界定最大可能标准尺寸的罩(由待容纳的最大体积所决定)可节省安装时间(但不会使卫星更重),因此所有可能性卫星结构都能对其进行使用。

[0035] 根据一个特殊实施例,所述护套的外围边缘附接到第一散热器的上部。

[0036] 根据一个特殊实施例,卫星包括支撑中心结构的地球相反面,而且其中,热绝缘罩包括覆盖地球相反面的绝缘材料的大致扁平部分,由绝缘材料所制成的所述部分固定着所述至少一个散热器的下部,以便与所述护套以及所述至少一个散热器一起形成封闭套。

[0037] -根据一个特殊实施例,卫星的低损耗设备项所耗散的热通量低于40瓦特。

[0038] 40瓦特的值是典型的辐射耗散极限(换言之,不借助与热管或者不直接连接到散热器),以避免罩中所容纳的设备过于笨重。

附图说明

[0039] 本发明通过仅作为示例和参考附图所列出的以下说明可以得到更为清晰的理解,在附图中:

[0040] -图1A是显示了根据现有技术的温度区域的示意图;

[0041] -图1B是显示了根据现有技术的人造卫星的示意图;

[0042] -图2是根据现有技术的一部分推进剂分配管道的示意图;

[0043] -图3A是显示了根据本发明第一实施例的温度区域的示意图;

[0044] -图3B是根据本发明第一实施例的人造卫星的示意图;以及

[0045] -图4A是显示了根据本发明第二实施例的温度区域的示意图;

[0046] -图4B是显示了根据本发明第二实施例的人造卫星的示意图。

具体实施方式

[0047] 本发明涉及人造卫星领域,尤其是地球同步卫星的领域。

[0048] 参考图3B,根据本发明第一实施例的人造卫星38包括立方体或平行六面体的箱体40,其包括地球相反面46、靠在地球相反面46上的中空的中心结构44、地球面42、承载设备项的东面与西面(未显示)以及承载散热器和设备项的北面48和南面50。

[0049] 根据本发明的卫星还包括推进系统,其可以是化学推进系统或者等离子推进系统(各图中未显示)或者通过组合利用这些类型的推进系统所构成。

[0050] 推进系统包括推进剂储存与分配系统52以及安装在地球相反面46上的两个或多个喷嘴54。

[0051] 推进剂储存与分配系统52包括附接到中心结构44的两个贮箱56、将各个贮箱与各个喷嘴相连接的推进剂分配管道58以及安装在管道58上的阀门59和过滤器60。单独而言,这些设备项所耗散的热量很少(通常小于3瓦特)而且具有较低功率通量密度(用与设备的散热表面有关的由设备所耗散的热功率表示的值,用瓦特/ m^2 表示该值),通常小于250瓦特/ m^2 。在本专利申请书中,热功率通量密度低于250瓦特/ m^2 的设备项被称之为低损耗设备项。推进剂储存与分配系统52的设备项因此是符合本专利申请书的低损耗设备项。这些设备项无需任何传导性的热控,因为将其放在较冷环境中时,通过辐射热交换就可有效地去除其热量。相反,个体功率通量密度大于250瓦特/ m^2 的设备项需要传导性的热控,而且必须直接安装在散热器上或者通过诸如热管道或金属编制电缆这类传导装置耦接到散热器。

[0052] 北面48和南面50分别具有能够在其放电操作过程中耗散热量的电池组62以及与电池组62热接触以便把电池组所耗散的热量传递到太空的第一散热器64。

[0053] 根据本发明,选择电池组62,以便其能够在 0°C 至 50°C 之间的温度下具有良好的功能,最好能在 $+10^{\circ}\text{C}$ 至 $+30^{\circ}\text{C}$ 之间的温度下具有良好的功能。

[0054] 有利的是,电池组62包括一组锂离子电池。这些电池的特征是运行温度通常在 $+10^{\circ}\text{C}$ 至 $+30^{\circ}\text{C}$ 之间。

[0055] 作为一个变体,可以使用运行温度范围与推进系统相兼容,即在 0°C 至 $+50^{\circ}\text{C}$ 之间,的任何其它电池,例如,锂硫电池。

[0056] 有利的是,根据本发明,推进剂储存与分配系统52和电池组62设置在热绝缘罩或套66中,所述热绝缘罩或套固定到两个散热器中的第一散热器64并且与其一起界定第一内部等温区68。

[0057] 该罩66由绝缘材料制成。该材料最好是柔韧材料。有利的是,该罩66由被称之为多层隔热材料(MLI)的材料制成。

[0058] 根据所阐释的实施例的示例,该热绝缘罩66包括上部护套70以及绝缘材料的下部72。护套70有利地呈钟形。护套在其上端封闭以及在其下端向外展开。护套70具有外围边缘74。该外围边缘的一部分沿着第一散热器64的上部75附接。

[0059] 护套70可以很容易地套在中心结构上或者将其从中心结构44上移除。一旦安装完,护套则包围中心结构44的上部、贮箱56、管道58、阀门59以及过滤器60。护套70可包括一个或多个设置在一起的绝缘件,以便形成密封外壳。

[0060] 由绝缘材料所制成的部分72大致呈扁平。这部分包括可使喷嘴从中穿过的开口。这部分72的外围边缘76沿着第一散热器的下部77附接到护套的外围边缘74。因此,护套70、

第一散热器64以及由绝缘材料所制成的部分72一起形成封闭外壳,以界定在本专利申请书中被称为第一等温区68的三维空间。在该罩66中所产生的热量可藉助于第一散热器64去除。

[0061] 为了将第一等温区68内的温度保持在电池组62可承受的最低温度,把小型加热器类型的加热设备78设置在所述罩66中。正如前文所述,当使用锂离子电池组时,该最低温度是+10°C。

[0062] 根据附图所示实施例的示例,北面48和南面50还具有第二散热器80、第三散热器82以及第四散热器84,与机载计算机86、供电设备88、以低功率运行的有效载荷90以及以高功率运行的有效载荷92相相连。把多层隔热材料各层94附接在各个散热器之间并且附接到地球面42上,以便与护套70一起形成第二等温区96。

[0063] 该第二等温区96还包括反作用轮97,其各自都通过热管或金属编织电缆之类的热熔体98连接到散热器。

[0064] 最后,该第二等温区96包括小型加热器类型的加热设备99,以便将该区域的温度保持在-10°C至+50°C之间。

[0065] 根据一个未阐释实施例的变体,卫星包括两个以上等温区,各自分别由一层多层隔热材料和散热器所界定。例如,卫星可包括:

[0066] -第一等温区,与图3B所阐释的温度区域相同,

[0067] -第二等温区,其温度保持在+50°C至-20°C之间;该第二等温区包括第二散热器80、反作用轮97、机载计算机86、供电设备88以及加热设备99,

[0068] -第三等温区,其温度保持在-10°C至+50°C之间,该第三等温区包括第三散热器82、以低功率运行的有效载荷90以及加热设备99,

[0069] -第四等温区,其温度保持在-20°C至+70°C之间,该第四等温区包括第四散热器84、以低功率运行的有效载荷92以及加热设备99。

[0070] 根据未显示的另一个不太有利的变体,在第一等温区中包括单独一个电池组件以及单独的第一散热器64,电池组件位于用其自身多层隔热材料所缠绕的卫星的另一侧。

[0071] 作为一个变体,低耗散设备项包括陀螺仪。

[0072] 图4B显示了根据本发明第二实施例的人造卫星100。根据第二实施例的人造卫星100与根据本发明第一实施例的卫星38相同,除了反作用轮97位于第一等温区68中而不是位于第二等温区96中。

[0073] 各个反作用轮97的热功率通量密度都低于250瓦特/m²。反作用轮因此是符合本专利说明书的低损耗设备项的一部分。

[0074] 对这第二实施例不作详细说明。根据第二实施例的卫星100的部件与根据第一实施例的卫星38的部件相同或相似,包括相同的标号,不再对其进行二次说明。

[0075] 像第一实施例的情况一样,根据第二实施例的卫星可包括多个等温区。例如,卫星可包括四个等温区,如上所述。而且,在这种情况下,反作用轮97位于第一等温区中。

[0076] 作为一个变体,喷嘴54或附加喷嘴安装在北面48、南面50、东面或西面的下部。在这种情况下,喷嘴54和/或附加喷嘴位于护套70下面并且容纳在第一等温区68中。

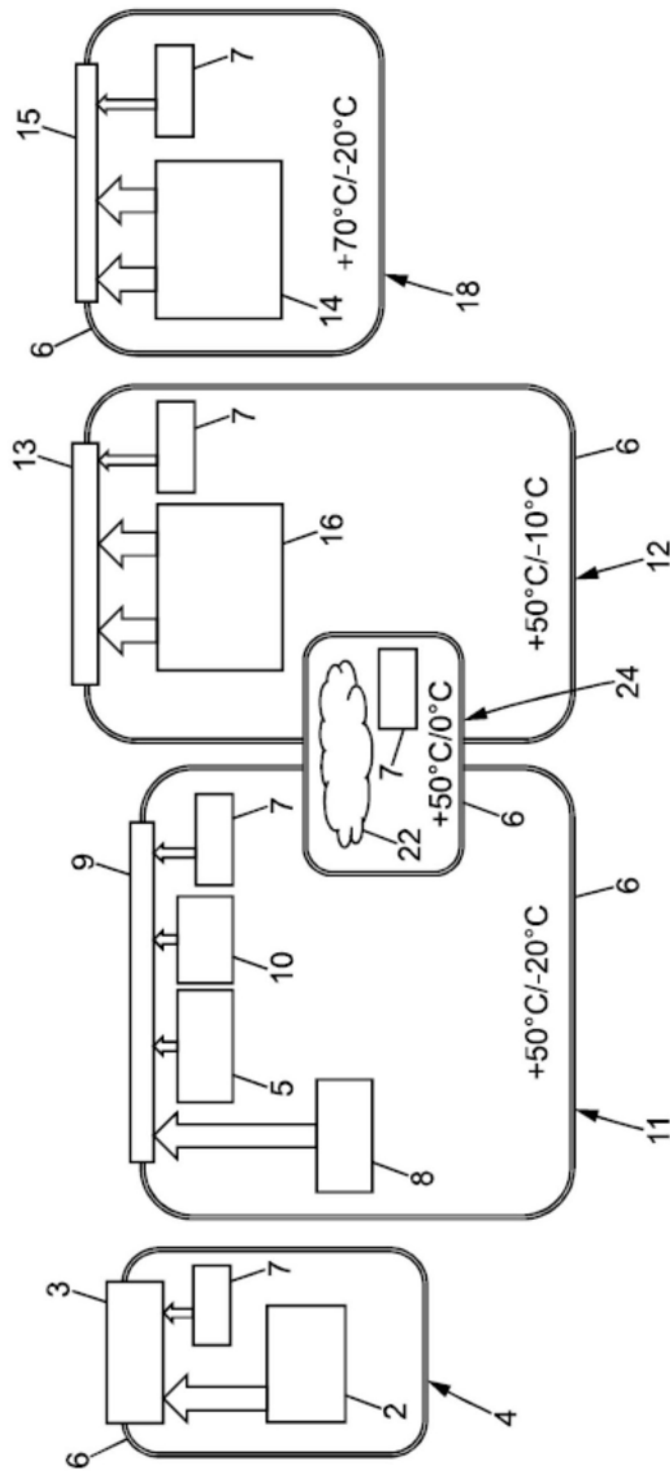


FIG. 1A

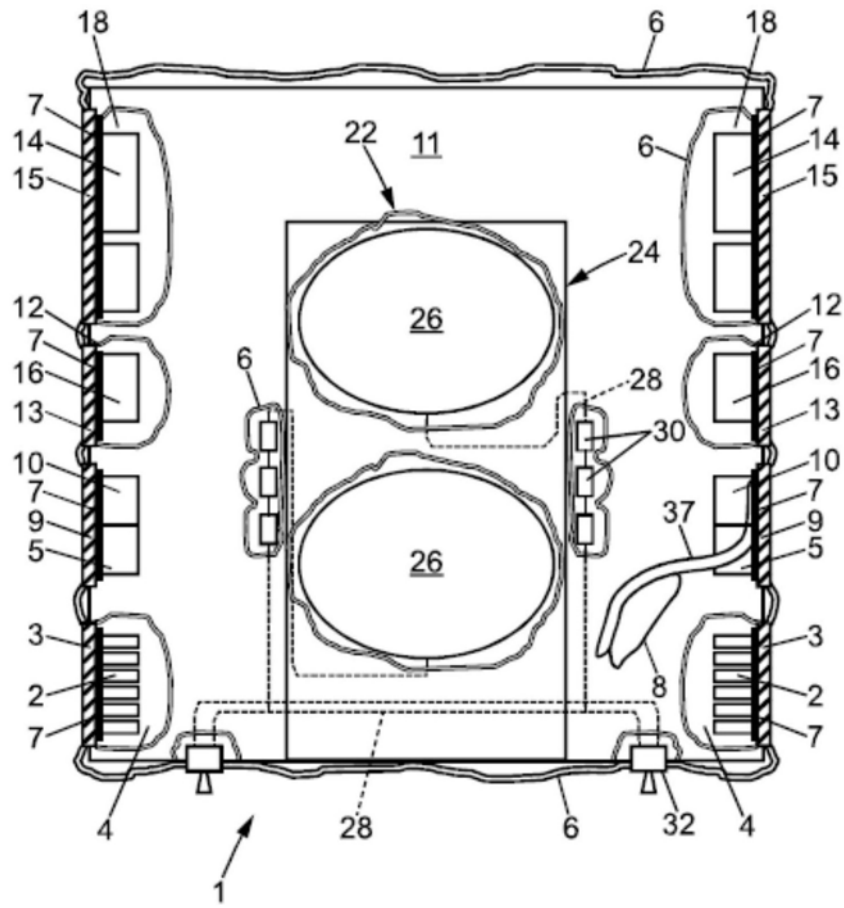


FIG. 1B

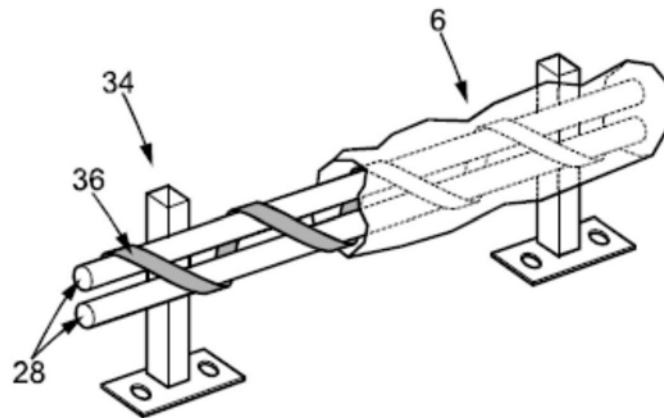


FIG. 2

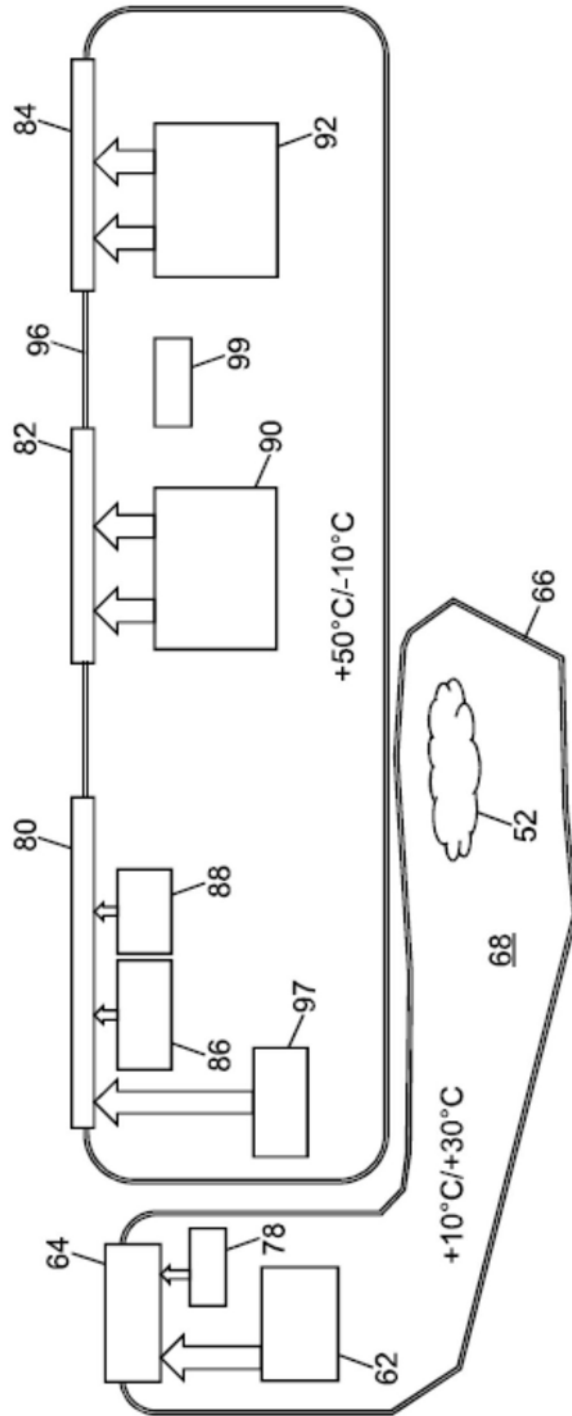


FIG. 3A

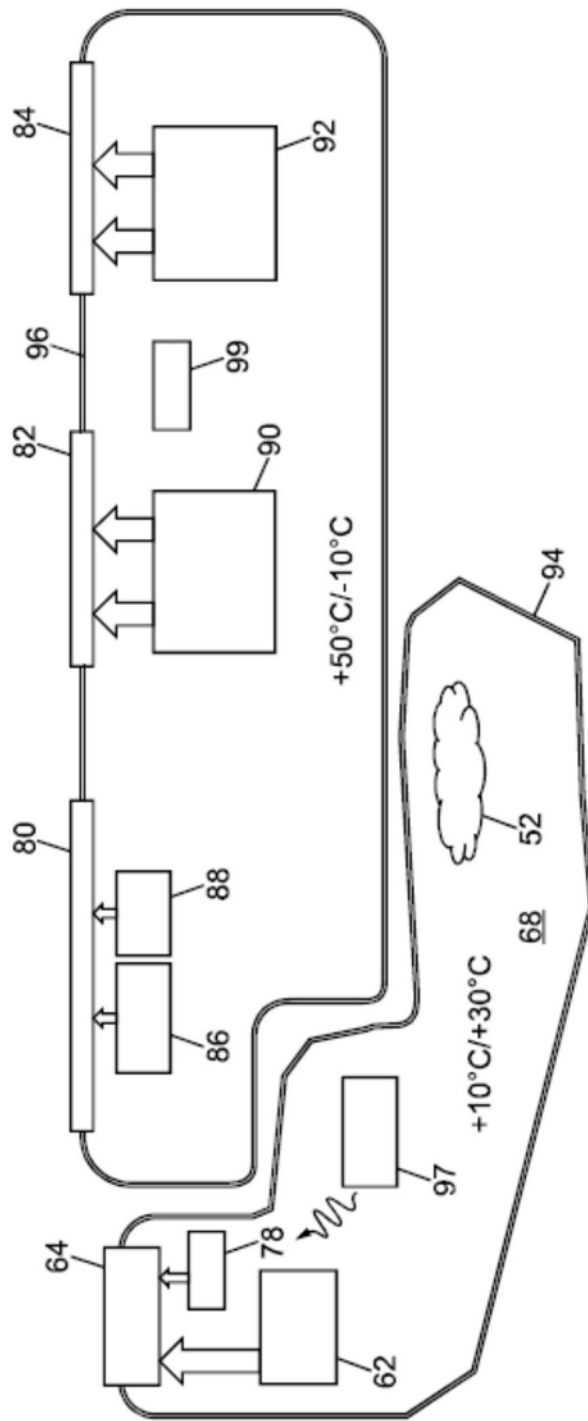


FIG. 4A

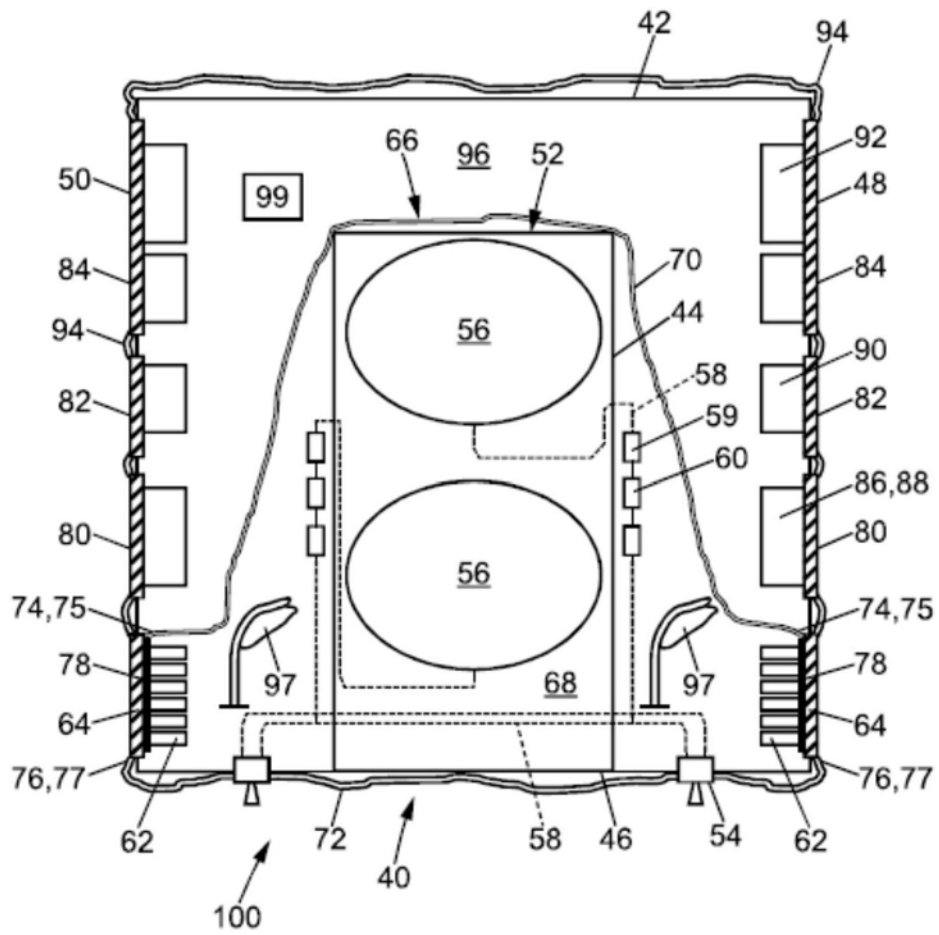


FIG. 4B