



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105517899 B

(45)授权公告日 2020.07.31

(21)申请号 201480043871.X

S·K·伊雅 G·M·罗伊

(22)申请日 2014.06.18

(74)专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105517899 A

代理人 赵志刚 董巍

(43)申请公布日 2016.04.20

(51)Int.Cl.

(30)优先权数据

13/970,416 2013.08.19 US

B64D 13/06(2006.01)

B64D 41/00(2006.01)

H01L 35/28(2006.01)

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2016.02.02

(56)对比文件

US 2011/0131999 A1, 2011.06.09

US 2007/0137687 A1, 2007.06.21

WO 01/61768 A1, 2001.08.23

FR 2947529 A1, 2011.01.07

CN 101072004 A, 2007.11.14

WO 2010/042215 A1, 2010.04.15

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/US2014/043031 2014.06.18

(87)PCT国际申请的公布数据

WO2015/026433 EN 2015.02.26

(73)专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

审查员 王俊理

(72)发明人 B·J·米切尔 T·M·莱布

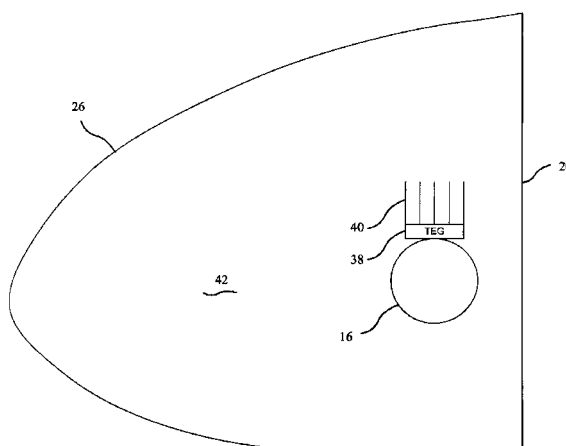
权利要求书1页 说明书7页 附图16页

(54)发明名称

用于热能采集和动力转换的系统

(57)摘要

一种热能采集器和动力转换系统使用容纳来自发动机的高温空气流的引气管道(16)。较低温度的空气源被包括于能量转换装置(38),所述能量转换装置具有热界面和冷界面,所述热界面被可操作地接合到所述引气管道,所述冷界面被可操作地接合到所述较低温度的空气源。所述能量转换装置从所述引气管道与所述较低温度的空气源之间的热梯度生成电力,并且所述电力被输送给馈电线。



1. 一种用于热能采集和动力转换的系统,其包含:

引气管道,其被支撑在机翼的前缘内并且被连接成接收来自发动机的引气流,所述前缘的表面暴露于外部空气;

能量转换装置,其具有热界面和冷界面,所述热界面被可操作地接合到所述引气管道,所述冷界面被可操作地接合到所述前缘的所述表面;

其中,所述能量转换装置从在所述引气管道与所述前缘的所述表面之间的热梯度生成电力,所述能量转换装置被电连接到馈电线,

其中所述能量转换装置是热电发电机即TEG,并且所述系统还包括被接合在所述引气管道与所述热界面之间的热导体,并且

其中所述热导体包含几何形状适配器,该几何形状适配器具有弧形内表面从而匹配所述引气管道的周边以便使所述TEG适合于所述引气管道的可操作接合。

2. 根据权利要求1所述的系统,其中所述热导体进一步包含热化合物或碳毡。

3. 根据权利要求1所述的系统,其中所述热导体包含被接合在所述引气管道和所述热界面之间的热管或循环流体管路。

4. 根据权利要求1所述的系统,其中所述机翼的所述前缘包括一个体积,所述引气管道被支撑在该体积中。

5. 根据权利要求4所述的系统,其进一步包含被连接到所述冷界面并且延伸到所述前缘内的所述体积中的对流散热器。

6. 根据权利要求5所述的系统,其进一步包含在所述对流散热器之上吹风的风扇。

7. 根据权利要求1所述的系统,其进一步包含被接合在所述冷界面与所述前缘的所述表面中间的热管或循环流体管路。

8. 根据权利要求1所述的系统,进一步包括:

被同心地安装在所述引气管道上面的套筒;

操作地接合到所述热界面并被连接到所述套筒的热交换器;以及

用于驱使来自所述套筒的工作流体通过所述热交换器以便对流热传递的风扇。

用于热能采集和动力转换的系统

技术领域

[0001] 本公开的实施例大体涉及电能生成的领域,并且更具体地,涉及将与局部环境的引气管道温度差用于将被再引入飞行器电动力系统的电动力生成的与热发动机相结合的热电发电机(TEG)或热管。

背景技术

[0002] 商用飞行器使用来自主推进发动机和/或辅助动力单元(APU)(在本文中被共同被称为发动机)的轴动力,以利用发电机来提供电动力。这些发电机从发动机轴提取马力,并且因此促进更大的燃料消耗。发动机还为环境控制系统(ECS)和气动系统操作提供引气。引气通常通过引气管道从发动机被输送至ECS或气动系统。管道中的引气的温度可以在从300到1000°F的范围内,并且引气通常与用于ECS或气动系统操作的冷空气交换热。因此引气中的初始热能的至少一部分没有被富有成效地利用。

[0003] 因此期望提供用于采集废热用于电动力生成的转换系统。

发明内容

[0004] 本文中所公开的实施例提供了一种热能采集器和动力转换系统,所述热能采集器和动力转换系统使用容纳来自发动机的高温空气流的引气管道。较低温度的空气源被包括在能量转换装置中,所述能量转换装置具有热界面和冷界面,所述热界面被可操作地接合到所述引气管道,所述冷界面被可操作地接合到所述较低温度的空气源。所述能量转换装置从所述引气管道与所述较低温度的空气源之间的热梯度生成电动力,并且所述电动力被输送给馈电线。

[0005] 实施例提供了,通过在热界面处将能量转换装置联接到引气管道并且在冷界面处将能量转换装置联接到环境温度散热器,从飞行器的引气管道中的废热生成补充的电动力的方法。能量转换装置通过利用引气管道与环境温度散热器之间的热梯度来生成电动力。然后通过飞行器中的馈电线分配电动力。

[0006] 已经被讨论的特征、功能和优势可以在各种实施例中被独立地实现,或可以在其他实施例中组合,其中参考以下说明和附图可看出其进一步的细节。

[0007] 另外,本公开包含根据以下条款的实施例:

[0008] 条款1.一种热能采集器和动力转换系统,其包含:

[0009] 引气管道,其容纳来自发动机的高温空气流;

[0010] 较低温度的空气源;

[0011] 能量转换装置,其具有热界面和冷界面,所述热界面被可操作地接合到所述引气管道,所述冷界面被可操作地接合到所述较低温度的空气源;

[0012] 其中所述能量转换装置从所述引气管道与所述较低温度的空气源之间的热梯度生成电动力,所述电动力被输送给馈电线。

[0013] 条款2.根据条款1所述的系统,其中所述能量转换装置包含刚性热电发电机

(TEG)、薄膜TEG或Rankine发动机中的至少一个。

[0014] 条款3.根据条款2所述的系统,其进一步包含被接合在所述引气管道与所述热界面之间的热导体。

[0015] 条款4.根据条款3所述的系统,其中所述能量转换装置是TEG,并且所述热导体包含使所述TEG适合于所述引气管道的可操作接合的几何形状适配器。

[0016] 条款5.根据条款4所述的系统,其中所述热导体进一步包含热化合物或碳毡。

[0017] 条款6.根据条款3所述的系统,其中所述热导体包含被接合在所述引气管道与所述热界面之间的热管或循环流体管路。

[0018] 条款7.根据条款1所述的系统,其中所述热能采集器和动力转换系统被装载在飞行器上。

[0019] 条款8.根据条款7所述的系统,其中所述较低温度的空气源包括在所述飞行器表面上的气流、所述飞行器的机翼前缘体积中的空气或其组合。

[0020] 条款9.根据条款1所述的系统,其进一步包含在所述冷界面与所述较低温度的空气源中间的对流散热器。

[0021] 条款10.根据条款8所述的系统,其进一步包含在所述对流散热器上面吹风的风扇。

[0022] 条款11.根据条款2所述的系统,其中所述能量转换装置是Rankine发动机,并且所述冷界面包含在所述Rankine发动机中的冷凝器。

[0023] 条款12.根据条款1所述的系统,其进一步包含被接合在所述冷界面与所述较低温度的空气源之间的热管或循环流体管路。

[0024] 条款13.根据条款1所述的系统,其进一步包含被同心地安装在所述引气管道上面的套筒和用于驱使来自套筒的工作流体以便对流热传递的的风扇。

[0025] 条款14.一种用于从飞行器的引气管道的废热生成补充电动力的方法,包含步骤:

[0026] 在热界面将能量转换装置联接到引气管道;

[0027] 在冷界面处将所述能量转换装置联接到环境温度散热器;

[0028] 由所述能量转换装置通过利用所述引气管道与环境温度散热器之间的热梯度来生成电力;以及,

[0029] 通过飞行器中的馈电线分配所述电力。

[0030] 条款15.根据条款14所述的方法,其中在热界面处联接能量转换装置包含,将刚性热电发电机(TEG)、薄膜热发电机或Rankine发动机的热界面联接到所述引气管道。

[0031] 条款16.根据条款15所述的方法,其中在所述热界面处联接所述能量转换装置包含,将热管或泵送流体管路接合到所述引气管道,并且将所述热管或泵送流体管路联接到所述热界面。

[0032] 条款17.根据条款14所述的方法,其中在冷侧界面处联接所述能量转换装置包含,将对流热换热器可操作地接合到所述冷侧界面。

[0033] 条款18.根据条款14所述的方法,其中在冷侧界面处联接所述能量转换装置包含,将热管从所述冷侧界面可操作地接合到所述飞行器的蒙皮。

[0034] 条款19.根据条款14所述的方法,其中在冷侧界面处联接所述能量转换装置包含,将薄膜热发电机的冷界面接合到飞行器蒙皮。

[0035] 条款20.根据条款14所述的方法,其中在热侧界面处联接所述能量转换装置进一步包含,将套筒安装在所述引气管道上面,并且驱使来自所述套筒的工作流体以用于对流热传递到所述热侧界面。

[0036] 条款21.根据条款14所述的方法,其中在冷侧界面处联接所述能量转换装置进一步包含,将套筒安装在所述引气管道上面,并且将所述能量转换装置的所述热侧界面可操作地联接到所述套筒内部的所述引气管道,以及利用所述套筒中的工作流体从所述冷侧界面对流地传递热。

附图说明

[0037] 图1A是具有推进发动机和APU以及被示为连接到ECS组件的引气管道的示例性商用飞行器的平面图;

[0038] 图1B是机翼前缘体积的详细图形视图,其中一部分机翼蒙皮被移除以示出在飞行器机翼中行进的引气管道;

[0039] 图2是包含在本文中公开的用于采集废热的实施例的引气系统的方框图;

[0040] 图3是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第一实施例,所述废能采集系统使用被安装在引气管道上的热电发电机(TEG);

[0041] 图4是被使用在图3的实施例中的示例性TEG的图形视图;

[0042] 图5A和图5B是来自图4的TEG的TEG部段的侧视图和前视图;

[0043] 图6是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第二实施例,所述废能采集系统使用被安装在引气管道上的热电发电机(TEG),并且带有将热从TEG引导到机翼的作为冷却散热器的前缘表面的热管;

[0044] 图7是机翼前缘体积和引气管道示意侧视图,其带有废能采集系统的第三实施例,所述废能采集系统使用被盘绕在引气管道上并将热引导到Rankine发动机的脉动的热管;

[0045] 图8是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第四实施例,所述废能采集系统使用被盘绕在引气管道上、具有泵以用于将热引导到Rankine发动机的流体填充的热传递管路;

[0046] 图9是机翼前缘体积和矩形引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第五实施例,所述废能采集系统使用在矩形管道与作为直接冷侧散热器的翼梁或机翼蒙皮中间的TEG;

[0047] 图10是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第六实施例,所述废能采集系统使用被盘绕在引气管道上并将热引导到作为TEG的热侧界面的热适配器的脉动的热管,且该TEG带有在机翼前缘体积的环境温度空间中的冷适配器界面;

[0048] 图11是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第七实施例,所述废能采集系统使用被盘绕在引气管道上、具有泵以用于将热引导到作为TEG的热侧界面的热适配器的流体填充的热传递管路,且该TEG带有在机翼前缘体积的环境温度空间中的冷适配器界面;

[0049] 图12是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第八实施例,所述废能采集系统使用围绕引气管道的环形管道以及风扇,该风扇迫使空气从环形管道通过TEG的热侧界面上的热交换器以及热交换器或散热器到达在TEG的冷侧界面上的在

前缘体积中的冷环境。

[0050] 图13是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第九实施例,所述废能采集系统使用围绕引气管道的环形管道,且TEG在热侧上直接面接于关于图3描述的引气管道,环形管道中的冷侧散热器通过管道中的强制空气对流来冷却;

[0051] 图14是机翼前缘体积和引气管道的示意侧视图,其带有废能采集系统的第十实施例,所述废能采集系统使用从作为热侧界面的引气管道延伸到机翼前缘蒙皮上的冷侧界面的柔性薄膜TEG;

[0052] 图15是描述用于从引气系统回收废热用于电力生成的方法的流程图。

[0053] 在本公开中示出的每幅图示出了被呈现的实施例的方面的变体,并仅差别将会被详细地讨论。

具体实施方式

[0054] 本文中公开的实施例提供了设备和方法,其用于将来自引气管道的废热转换为有用的电力,因此降低发电机上的电负载并且由此降低发动机马力提取和燃料消耗。参照附图,图1示出了具有主推进发动机12a、12b、12c和12d以及APU 14(在本文中均被大体称为发动机)的示例飞行器10。来自每个发动机12a、12b、12c、12d和14的引气被收集在引气管道16中并且被提供给其他飞行器系统,诸如ECS组件18或气动系统(未示出)。在图1B中示出了行进通过机翼前缘区段的内部体积的示例引气管道16,所述机翼前缘区段具有翼梁20、芯型材22和用于前缘蒙皮26的结构附件24。

[0055] 如在图2中示出的,来自发动机12a、12b、12c、12d或14的扭矩驱动发电机28,所述发电机28通过馈电线30提供供飞行器内的电气系统使用的电力,这一般被认为是动力分配和负载32。引气管道16为ECS 18和气动系统34(诸如机翼防冰、发动机起动机、液压贮存器加压、饮用水加压、空气驱动的液压泵、气动/液压转换器和应急起落架伸展系统)提供高温/高压空气。热能采集器和动力转换系统36利用来自引气管道16的废热,并且为馈电线30或者动力分配或负载32提供补充的电力。

[0056] 在图3中示出了热能采集器和动力转换系统的第一实施例。热能转换装置是被安装到引气管道16的热电发电机(TEG) 38,如将随后更详细地描述的。对流热交换器40从TEG的冷侧界面延伸到前缘区段的内部体积42内。内部体积42内的环境状况可以在操作的海拔下从海平面标准日间温度40–80°F变化到–21°F。TEG的热侧界面与冷侧界面之间的温度差因此可以在从近似220至1020°F的范围内,且具有300–380°F的典型初始引气温度。

[0057] 在图4、图5A和图5B中示出了图3的实施例的示例性实施方式。如在图4中所见,多个发电机部段44被相互连接,以形成接合引气管道16的包围环46。如在图5A和图5B中示出的,每个发电机部段44包含诸如轮廓适配器48的热导体,其也充当几何形状适配器,其具有弧形内表面50从而匹配引气管道16的周边以便可操作接合。TEG 38接合轮廓适配器48的外表面54上的凹槽52。热化合物层56a(诸如由加利福尼亚弗里蒙特的Antec, Inc.生产的Antec Advance热化合物)被添加在TEG 38的热界面表面58与轮廓适配器48之间,以用于提高热传导。热交换器40接合冷界面表面60上的TEG38,且带有中间热化合物层56b(诸如由加利福尼亚维塞利亚的Arctic Silver Incorporated生产的Arctic Silver热化合物)以提高热传导。在替代性实施例中,可以用碳毡或类似材料来代替热化合物层,以充当传导热传递

元件。对于所示出的实施例,热交换器40被带62约束,所述带62通过螺栓64被固定到轮廓适配器48。对于具有7英寸直径的钛引气管道16的示例性实施例,每个发电机部段44包含由铝制作的轮廓适配器48,且所述轮廓适配器48具有大约2.09英寸的宽度和近似2.06英寸的长度。凹槽52在深度上为近似0.03英寸,并且从轮廓适配器48的纵向边缘嵌入大约0.41英寸。对于在图4中示出的示例实施例,通过处于环的刚性互连的四个部段和三个可分开接头66构成的组将12个部段44应用成环46,以用于安装到引气管道16。可以在该实施例中被采用的示例TEG系统是由Marlow Industries, Inc. (特克萨斯州75238达拉斯10451 Vista Park Road) 生产的Evergen Power Strap。替代地,通过利用链节将部段44连接在一起以便缠绕引气管道16而将部段44应用成环46。在替代性实施例中,多个环可以被安装到引气管道16,并且在本文中公开的用于该实施例的设计和尺寸不意图进行限制。

[0058] 在操作中,TEG 38将来自引气管道16的被引导通过适配器48且通过暴露在机翼前缘体积42中的环境状况下的热交换器40被排放的热转换为用于传输到如之前描述的飞行器电气系统中的馈电线30的DC电流,这通常包括到调节成28VDC以用于分配在28VDC总线上或者通过逆变器和变压器转换成AC电力以用于分配在AC总线上。

[0059] 在图6中示出了热能采集器和动力转换系统的第二实施例。TEG 67安装有传导地接合引气管道16的热界面表面68。安装构造可以类似于关于第一实施例公开的适配器。TEG 66的冷界面表面70被传导地接合到热管72,所述热管72在机翼前缘体积42中行进到前缘蒙皮26的一部分。热管72从TEG冷侧回收热,从而将热传递到前缘蒙皮26,由此在飞行器表面上流动的气流提供通常在-21与80°F之间的环境散热器温度。用于可在所描述的实施例中实施的热管的示例性技术在本领域中是已知的,如在“Heat Pipes and Heat Rejection Component Testing at NASA Glenn Research Center” (NASA/TM—2012-217205, 2012年2月) 中公开的。在替代性实施例中,泵送的热流体的管路可以被用作热管72的替代品。通过热管72的传导连接,TEG将从引气管道16引导的热转换为用于传输到如之前描述的馈电线30的电流。虽然在附图中被示为单个TEG和热管对,不过替代性实施例可以使用被周向地和/或纵向地安装在引气管道上的多个TEG,且每个TEG均通过相关联的热管被传导地连接到前缘机翼蒙皮。

[0060] 在图7中示出了热能采集器和动力转换系统的第三实施例,其中脉动的热管(pulsed heat pipe)72缠绕在引气管道16上,且其冷界面终端74和热界面终端76可操作地附接到作为热能转换装置的Rankine发动机78。Rankine发动机78可以使用前缘体积42内的环境状况或至机翼蒙皮26的次要连接或用于冷凝器的冷却散热器的替代性结构,以便如本领域技术人员已知的进行操作。用于在所描述的实施例中实施的示例Rankine发动机将会相当于由Electra Therm (4750 Turbo Circle, Reno, Nevada 89502) 生产的Green Machine 4000系列。由Rankine发动机78生成的电流然后被输送给如之前描述的馈电线30。

[0061] 图8示出了示出了同样采用Rankine发动机78的热能采集器和动力转换系统的第四实施例。流体热传递管路80缠绕在引气管道16上,且其冷界面终端82和热界面终端84可操作地附接到Rankine发动机78。泵86使流体在流体热传递管路80中循环。Rankine发动机78可以使用前缘体积42内的环境状况或至机翼蒙皮26的次要连接或用于冷却散热器的替代性结构,以便如本领域技术人员已知进行操作。由Rankine发动机78生成的电流然后被输送给如之前描述的馈电线30。

[0062] 在第三实施例或第四实施例中的任一个中,Rankine发动机可以被具有用作冷界面的再生器的Sterling发动机来替代。

[0063] TEGs同样可以被使用在利用至结构部件或蒙皮元件的直接热传递的替代性构造中,如针对图9中的热能采集器和动力转换系统的第五实施例示出的。引气管道88被支撑在前缘体积42内,且第一TEG 90在热界面表面92处利用与引气管道的第一表面94之间的圆柱形至矩形形状适配器被接合并且在冷界面表面96处接合在机翼翼梁20的表面处。额外的或替代的TEG 98在热界面表面100处通过与引气管道88的表面94之间的第二圆柱形至矩形形状适配器102被接合并且在冷界面表面104处被接合在前缘机翼蒙皮26处。机翼蒙皮26和机翼翼梁20为TEG提供冷环境散热器。通过TEG 90和94的传导热传递生成将被输送给如之前描述的馈电线30的电流。

[0064] 使用远离引气管道16的TEG可以在图10中示出的热能采集器和动力转换系统的第六实施例中被实现。脉动的热管106围绕引气管道16缠绕,并且被附接到热板108,所述热板108被接合到TEG 110的热界面表面109。冷板112被接合到TEG 110的冷界面表面114。冷板可以操作作为传导或对流散热器以用于将热传递到前缘体积42中的环境状况,或者可以通过传导元件被连接到机翼蒙皮26或其他结构元件以提供冷环境散热器。通过脉动的热管106传输的热使热板维持在用于使TEG 110操作的升高的温度。通过TEG 110的传导热传递生成将被输送给如之前描述的馈电线30的电流。

[0065] 在图11中示出了同样使用远离引气管道16安装的TEG的热能采集器和动力转换系统的第七实施例。TEG 110的热板108利用围绕引气管道16缠绕的具有泵118的流体热传递管路116来加热,所述泵118使流体(诸如已用于飞行器上的丙二醇-水混合物和介电流体)循环到热传递管路。如在之前的实施例中,冷板112被接合到TEG 110的冷界面表面114。冷板可以包含至前缘体积42中的环境状况的传导热传递或对流热传递,或可以通过传导元件被连接到机翼蒙皮26或其他结构元件以提供冷环境散热器。通过泵送的流体的热传递管路116传输的热使热板108维持在用于使TEG 110操作的升高的温度。通过TEG 110的传导热传递生成将被输送给如之前描述的馈电线30的电流。

[0066] 图12展示了热能采集器和动力转换系统的第八实施例。同心风室或套筒120围绕引气管道16,并且风扇122使空气或其他工作气体从套筒循环到热交换器124内以用于热对流。热交换器124被可操作地接合到TEG 128的热界面表面126。第二热交换器130或其他散热器被可操作地接合到TEG 128的冷界面表面132,并且可以包含至前缘体积42中的环境状况的传导热传递或对流热传递,或可以通过传导元件被连接到机翼蒙皮26或其他结构元件以提供冷环境散热器。来自套筒120和热交换器124的风扇循环的工作流体提供对流热传递,并且使热界面表面126维持在升高的温度以用于TEG 110的操作。通过TEG 110的传导热传递生成将被输送给如之前描述的馈电线30的电流。

[0067] 在图13中示出的类似的第九实施例中,TEG 134安装有传导地接合引气管道16的热界面表面136。安装构造可以类似于关于第一实施例公开的适配器。与第一实施例中公开的类似的热交换器138被可操作地接合到TEG 134上的冷界面表面140。套筒142同心地围绕引气管道16以及被安装的TEG 134和热交换器138,从而允许套筒中的工作流体被接收在热交换器之上,以用于对流冷却。工作流体可以是循环自前缘体积42的环境空气。通过使用套筒容纳的工作流体增强了热交换器138的效率从而可以允许热交换器尺寸和重量的减小。

通过TEG 134的传导热传递生成将被输送给如之前描述的馈电线30的电流。

[0068] 图14展示了热能采集器和动力转换系统的第十实施例。热电膜144(也被称为薄膜TEG)从引气管道16行进到机翼蒙皮26。热电膜的与引气管道16可操作地接合的热端146的升高的温度和冷端148至机翼蒙皮26的可操作连接提供热差以用于热电膜144的操作,从而生成将被供应给馈电线30的电流。将被使用在该实施例中的示例性热电膜是由Perpetua Power Source Technologies, Inc.生成的Perpetua Flexible热电膜。在替代性实施例中,其表面上印制有热电堆的金属箔或板可以被用作热电膜。如同所描述的TEG实施例,通过热电膜144的传导热传递生成将被输送给如之前描述的馈电线30的电流。

[0069] 在本文中所描述的实施例中的每一个的替代性构造中,APU排气管道17(如在图1A中所见)可以代替引气管道与相当的机身蒙皮和体积一起使用,排气管道行进通过所述机身蒙皮和体积从而提供冷环境状况。此外,虽然本文中所公开的实施例将机翼前缘体积识别为冷环境空气源或者将机翼蒙皮识别为至如冷环境空气源的外部空气的界面,不过飞行器的任何体积或外表面或蒙皮可以被用于冷环境空气源界面。

[0070] 如在图15中示出的,本文中的实施例提供了用于通过以下步骤从飞行器的引气管道中的废热生成补充的电动力的方法:步骤1502,在热界面处将能量转换装置联接到引气管道;以及步骤1504,在冷界面处将能量转换装置联接到环境温度散热器。步骤1506,电动力然后由能量转换装置通过利用在引气管道与环境温度散热器之间的热梯度来生成。步骤1508,电动力然后通过飞行器内的馈电线被分配。能量转换装置在热界面处的联接可以通过将刚性热发电机(TEG)、薄膜热发电机或Rankine或Sterling发动机的热界面联接到引气管道来实现。能量转换装置在热界面处的联接还可以通过将热管或泵送流体管路联接到引气管道并且将热管或泵送流体管路联接到热界面来实现。

[0071] 能量转换装置在冷侧界面处的联接可以通过将对流热交换器可操作地联接到冷侧界面或将热管从冷侧界面接合到飞行器的蒙皮来实现。

[0072] 替代地,在冷侧界面处联接能量转换装置可以通过将薄膜热发电机的冷界面接合到飞行器蒙皮来实现。

[0073] 在热侧界面处联接能量转换装置可以进一步包括,将套筒安装在引气管道上面,并且驱使工作流体从用于对流热传递的套筒到热侧界面,或者在冷侧界面处联接能量转换装置可以通过将套筒安装在引气管道上面并且将能量转换装置的热侧界面可操作地联接到套筒内部的引气管道以及利用套筒中的工作流体从冷侧界面对流地传递热来实现。

[0074] 现在已经根据专利法的需要详细地描述了本公开的各种实施例,本领域技术人员应认识到对本文中所公开的具体实施例的更改和代替。此类更改在以下权利要求限定的本公开的范围和意图内。

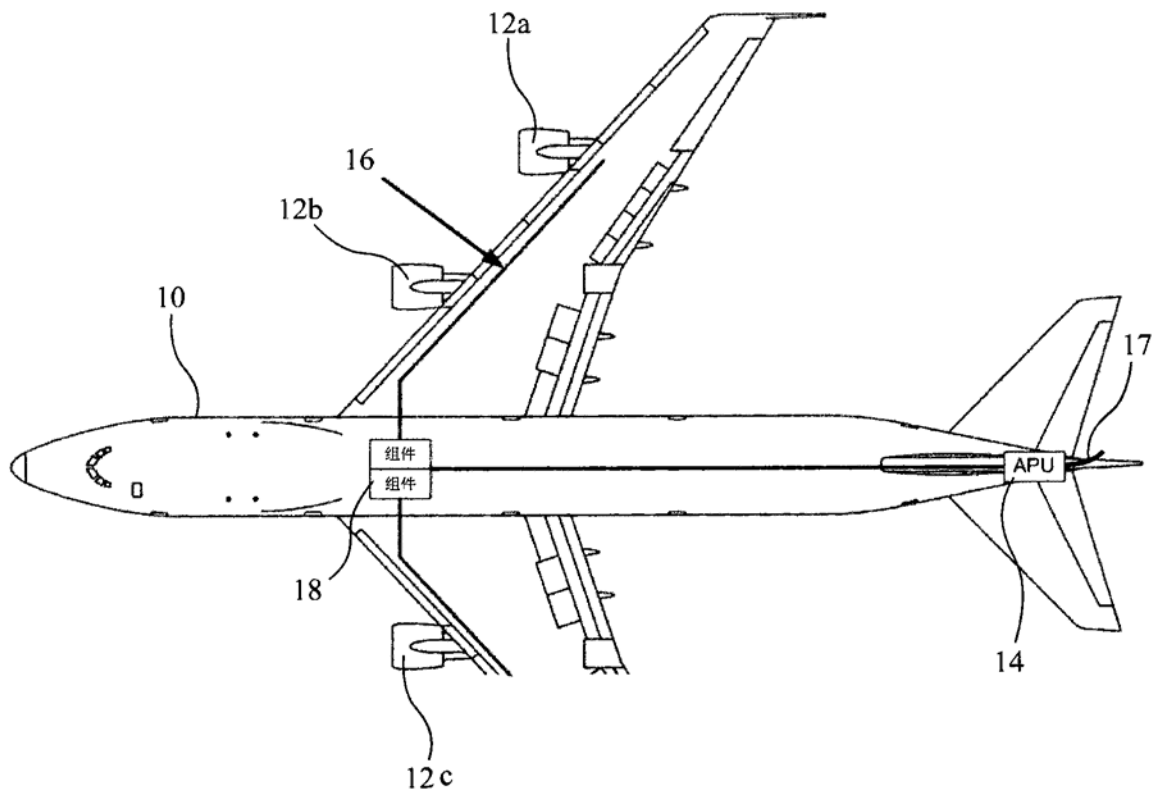


图1A

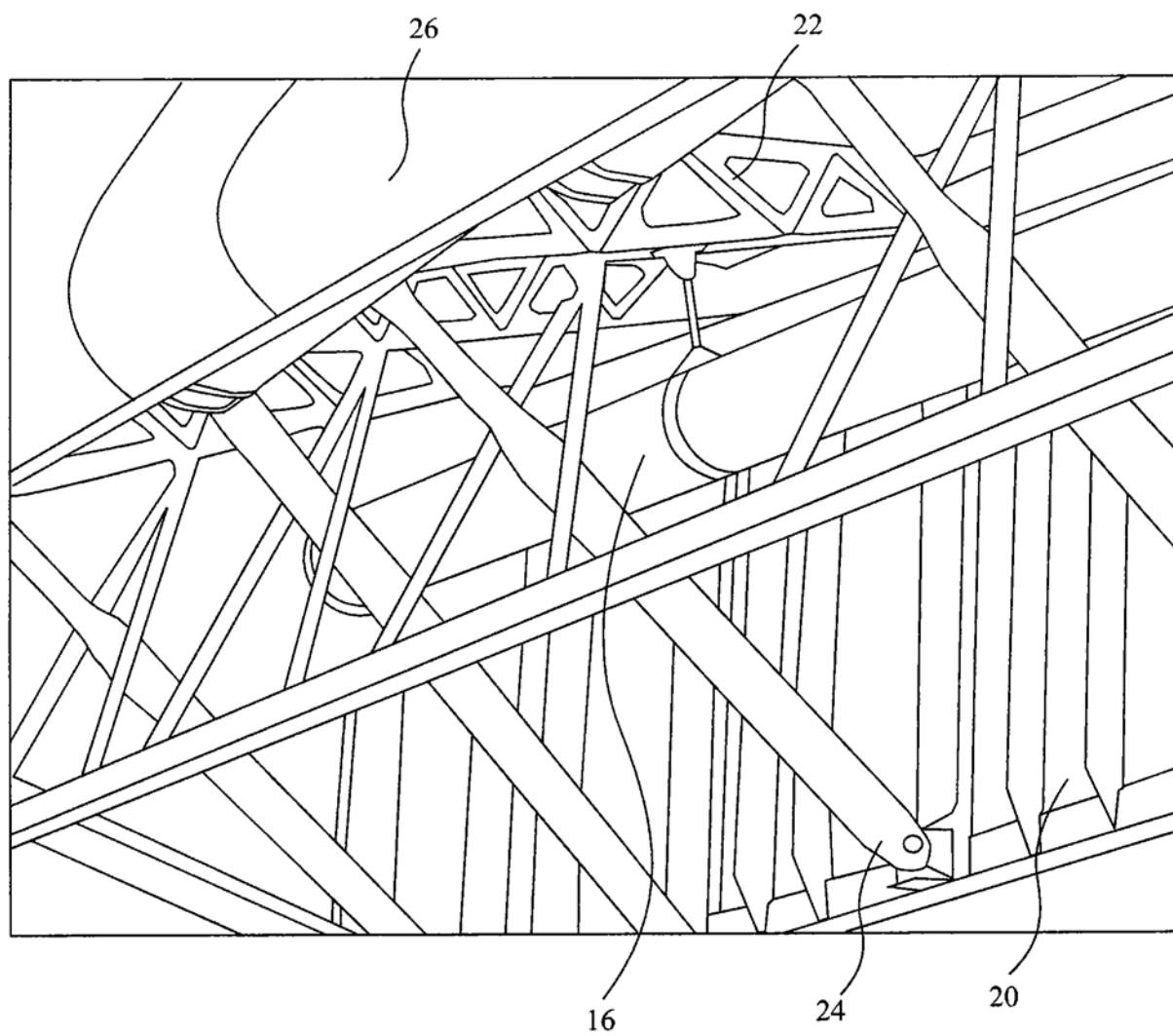


图1B

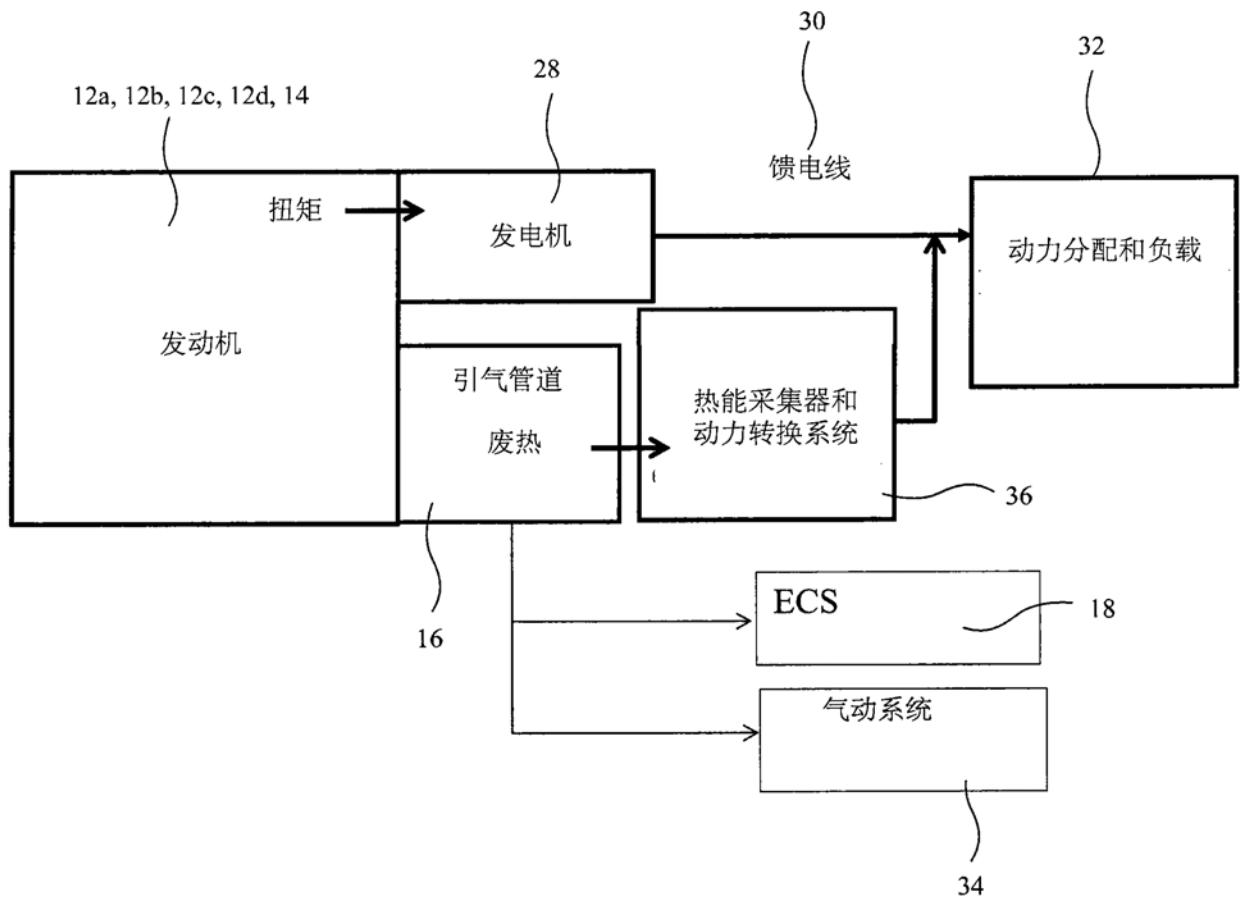


图2

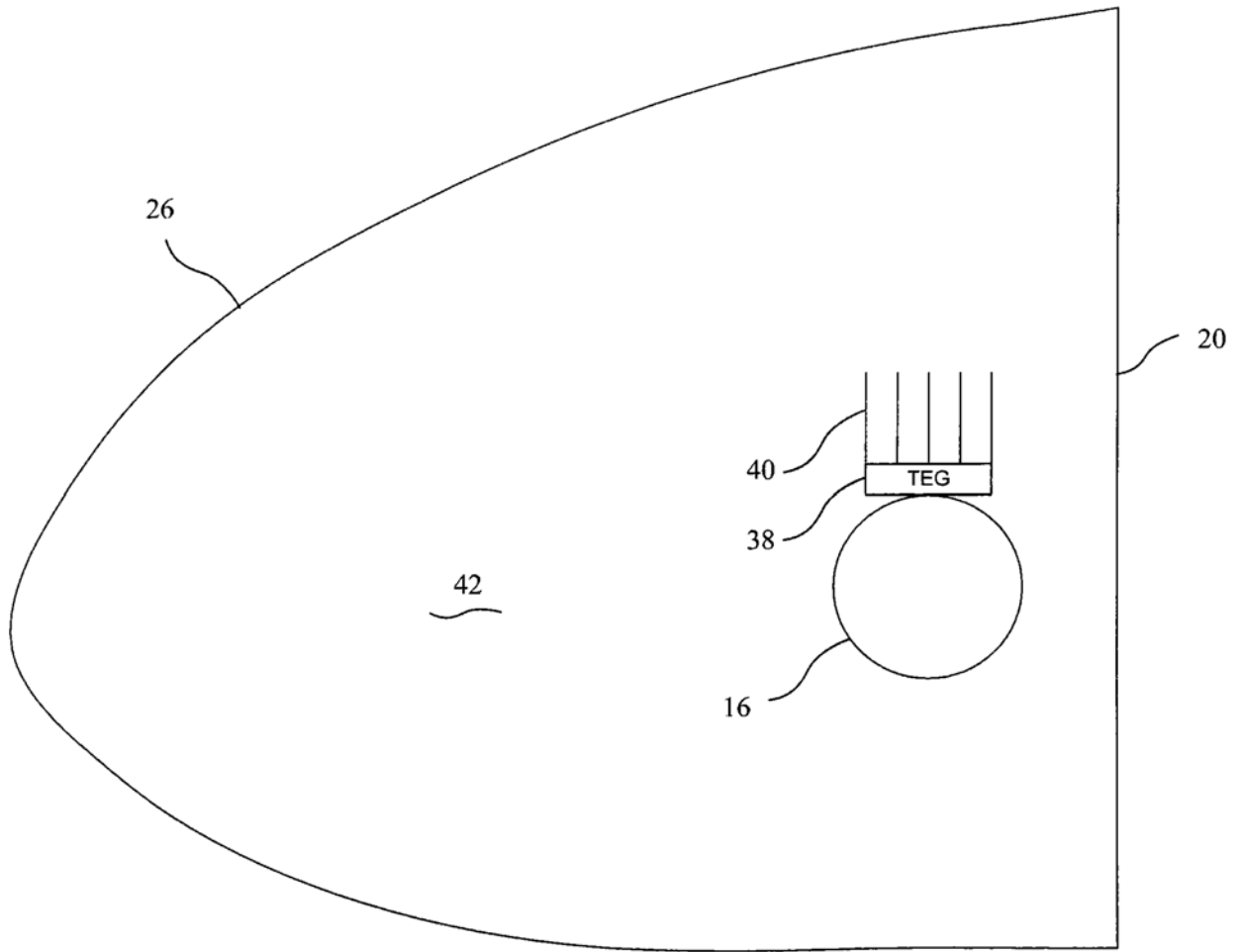


图3

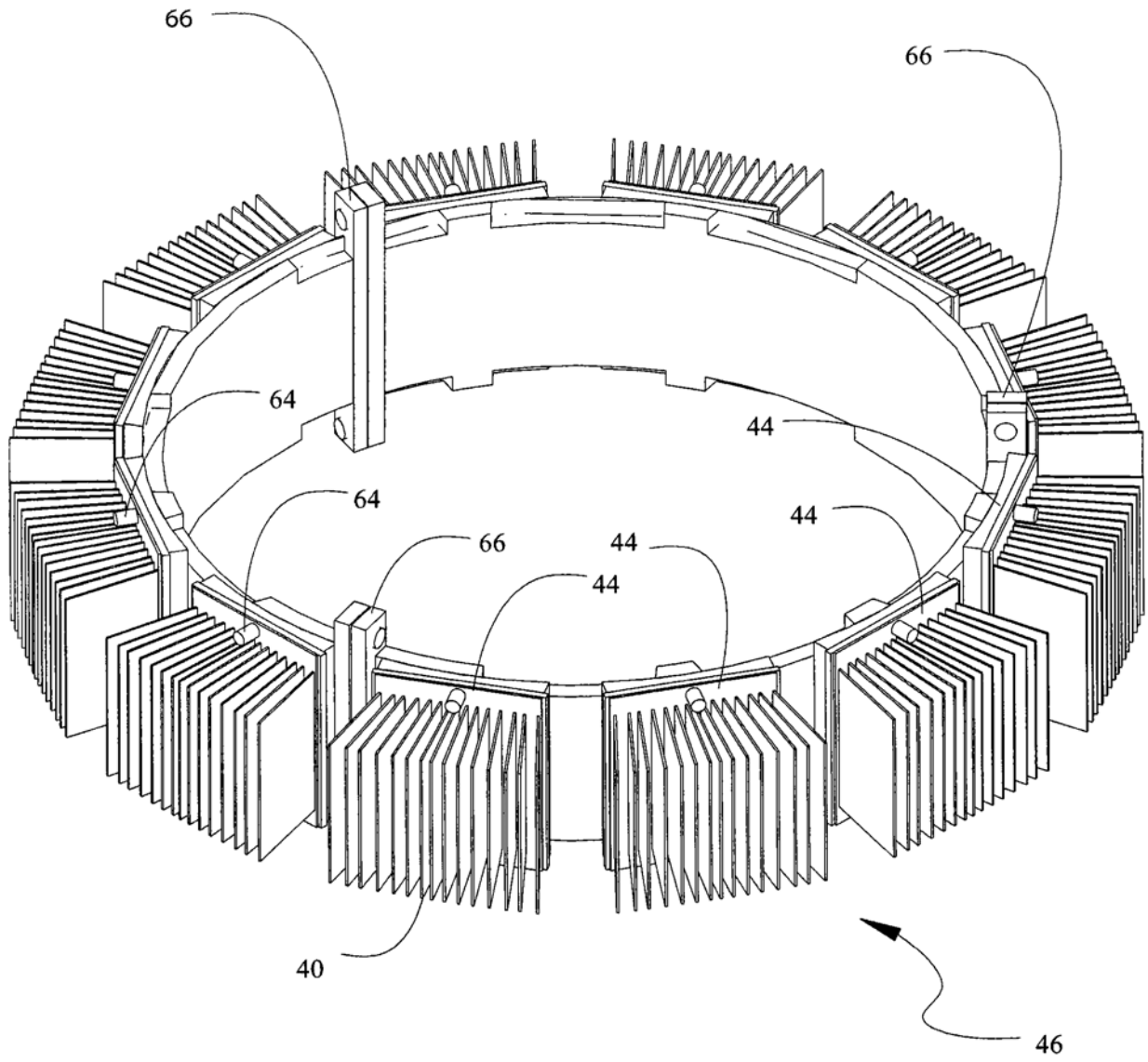


图4

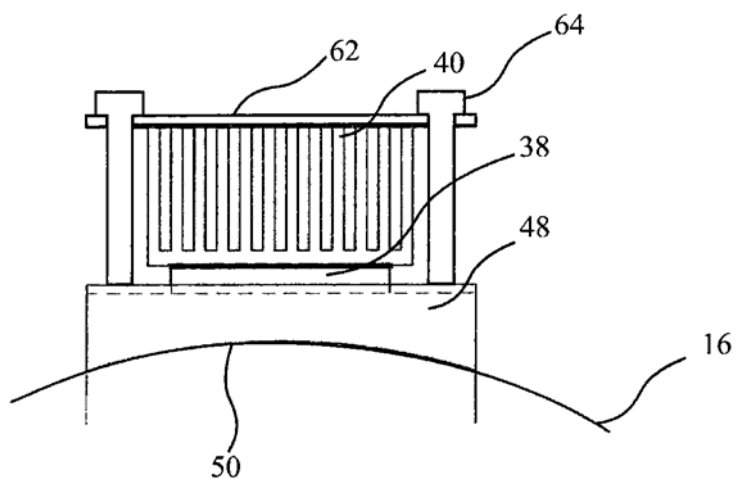


图5A

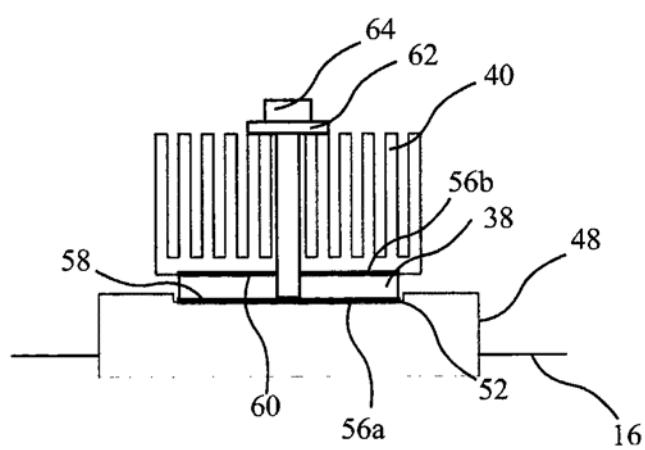


图5B

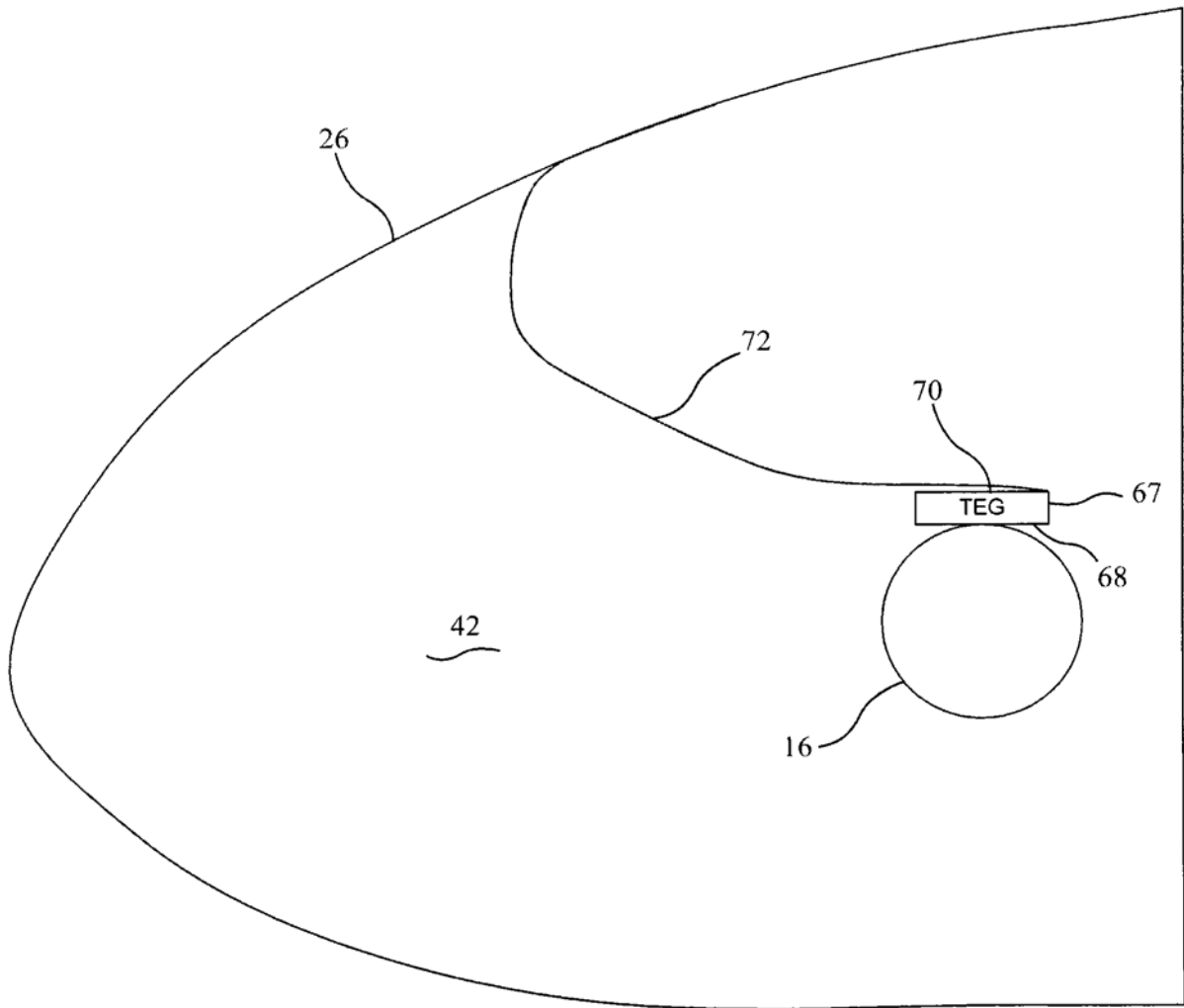


图6

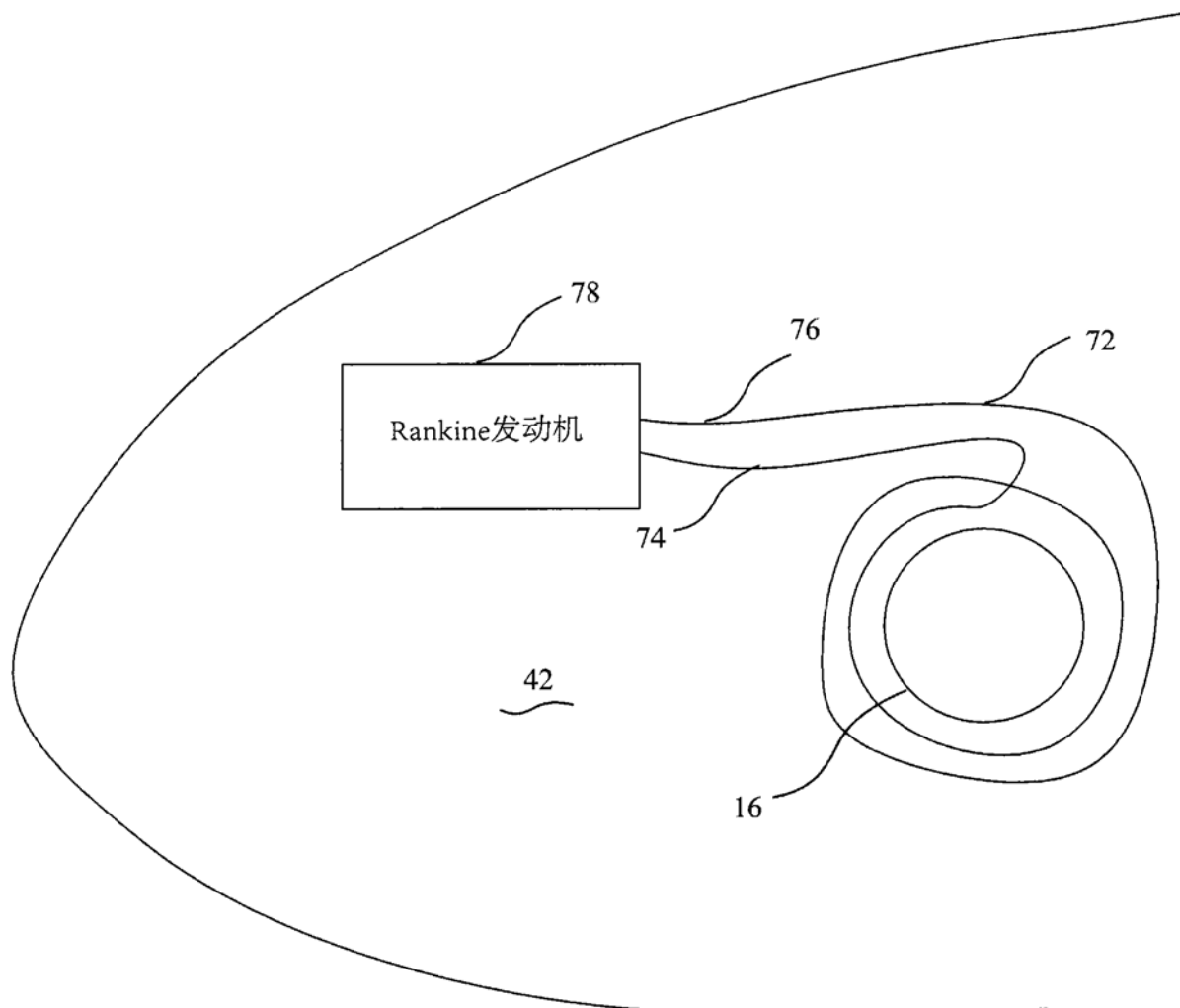


图7

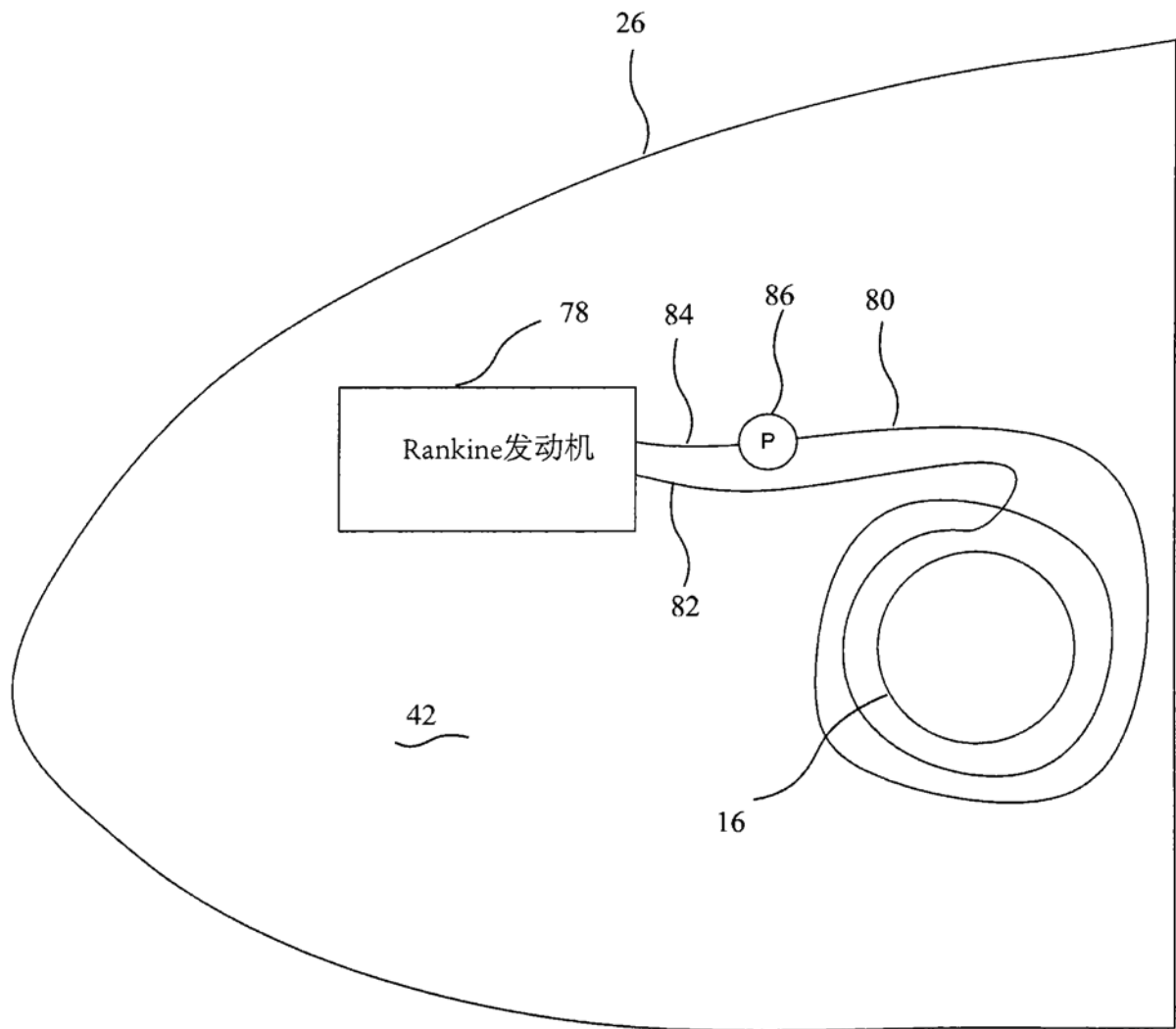


图8

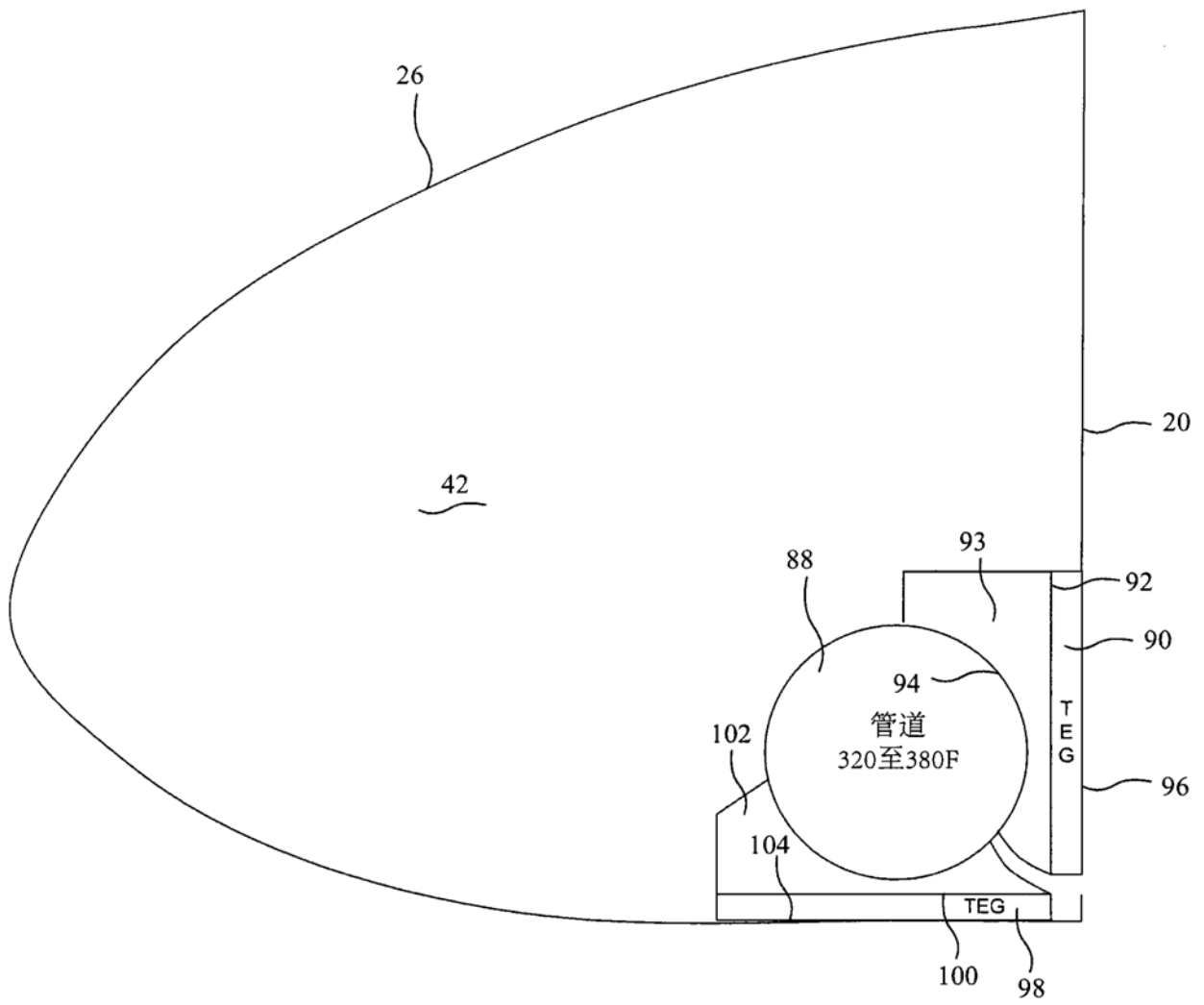


图9

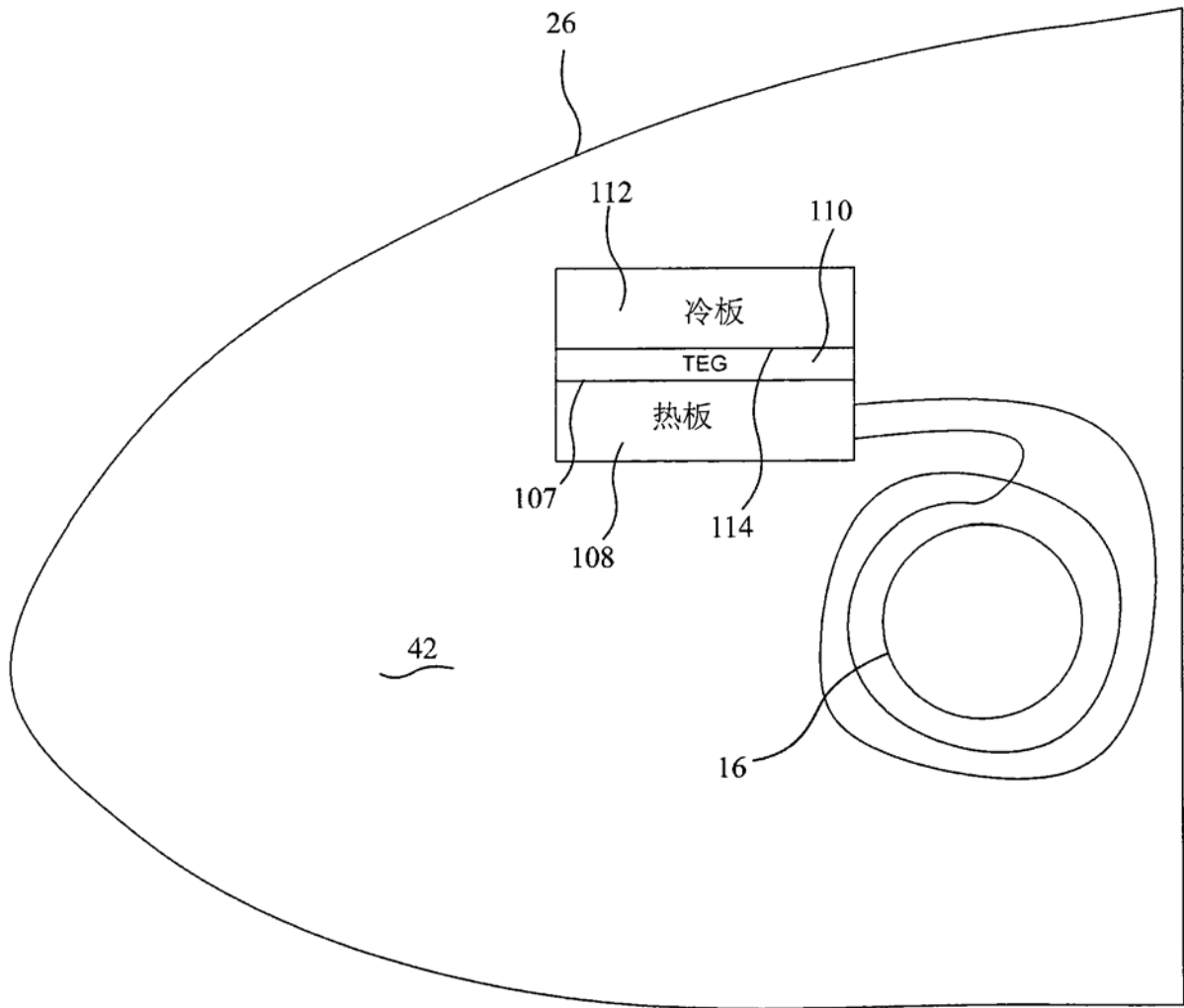


图10

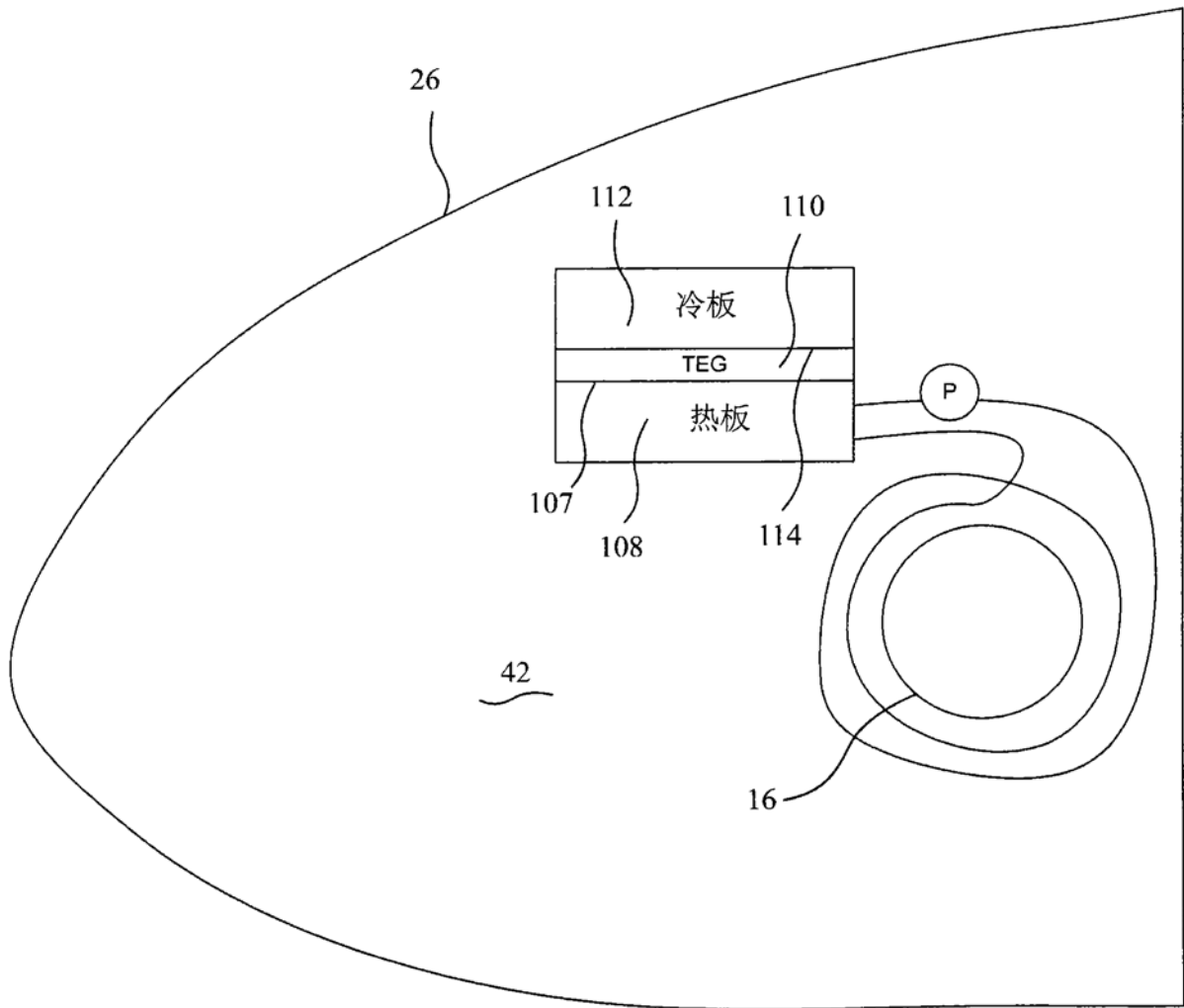


图11

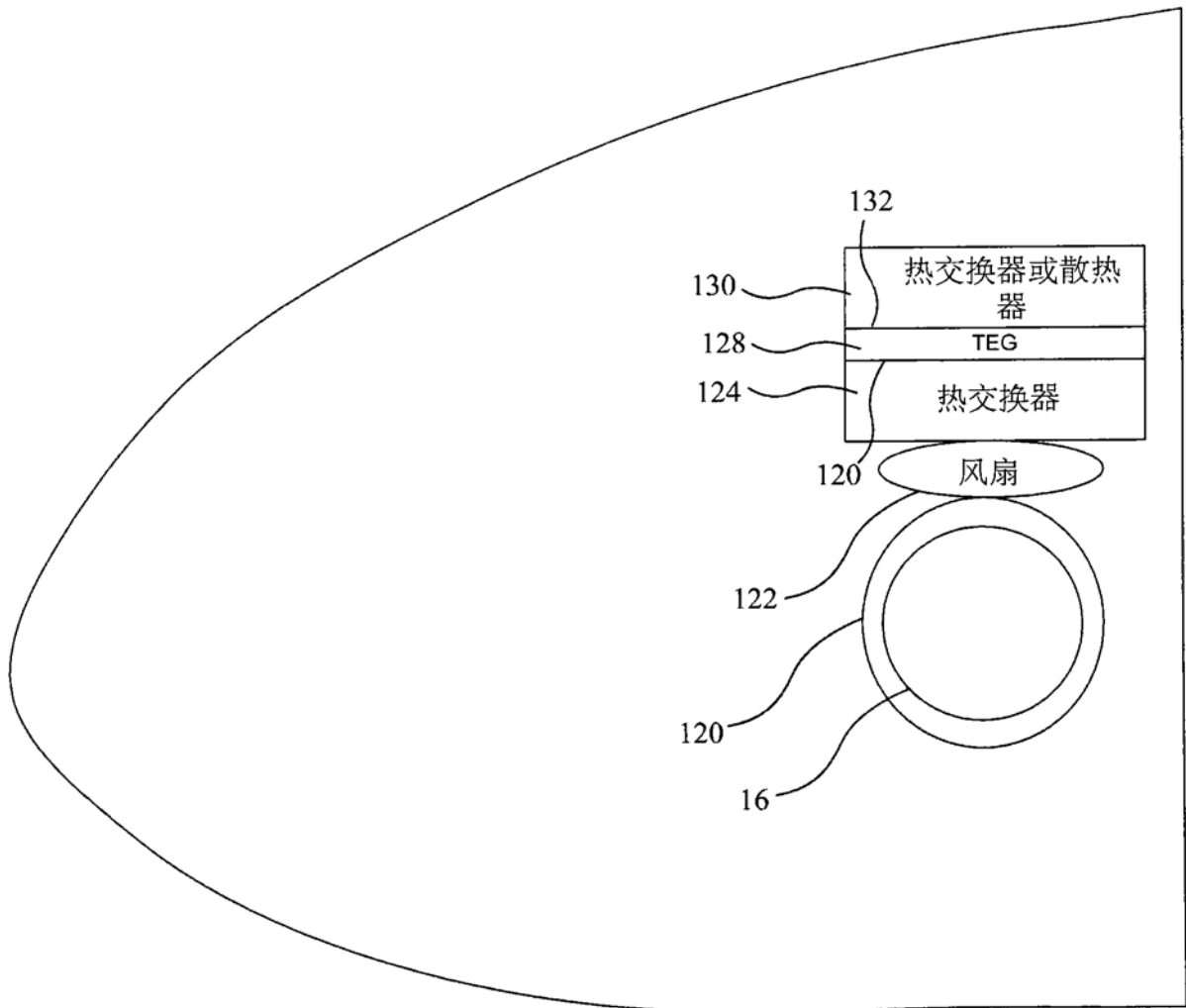


图12

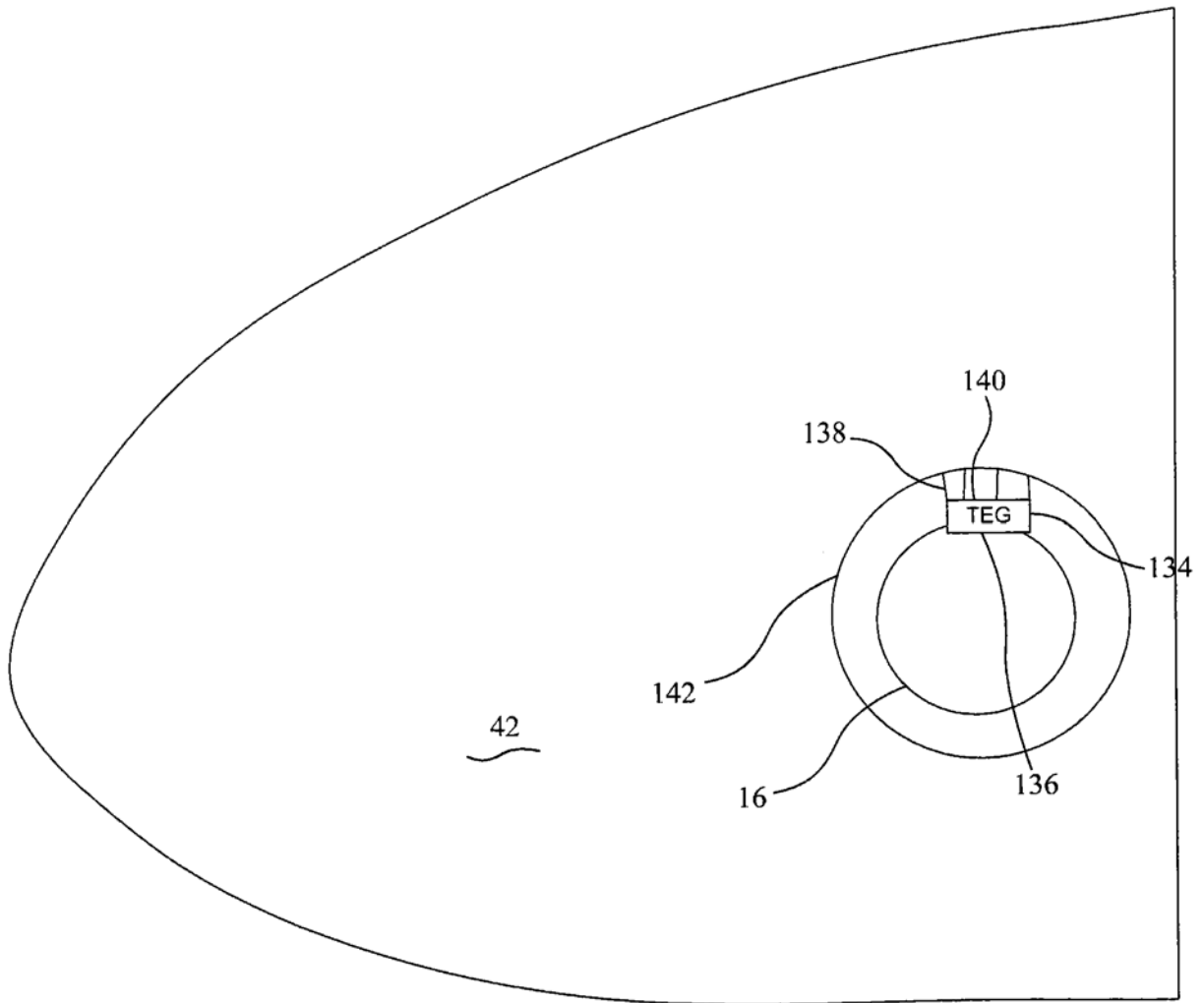


图13

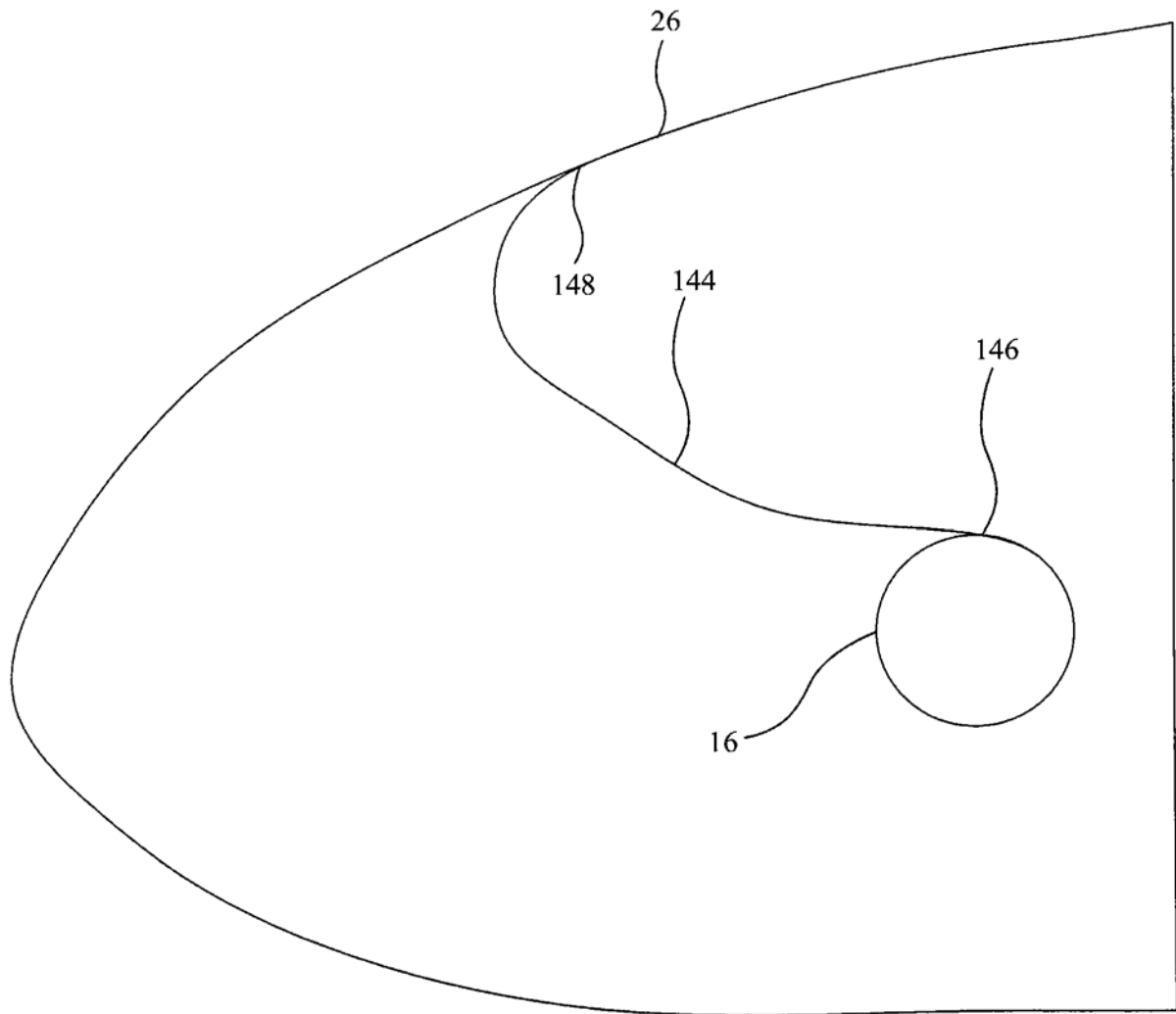


图14

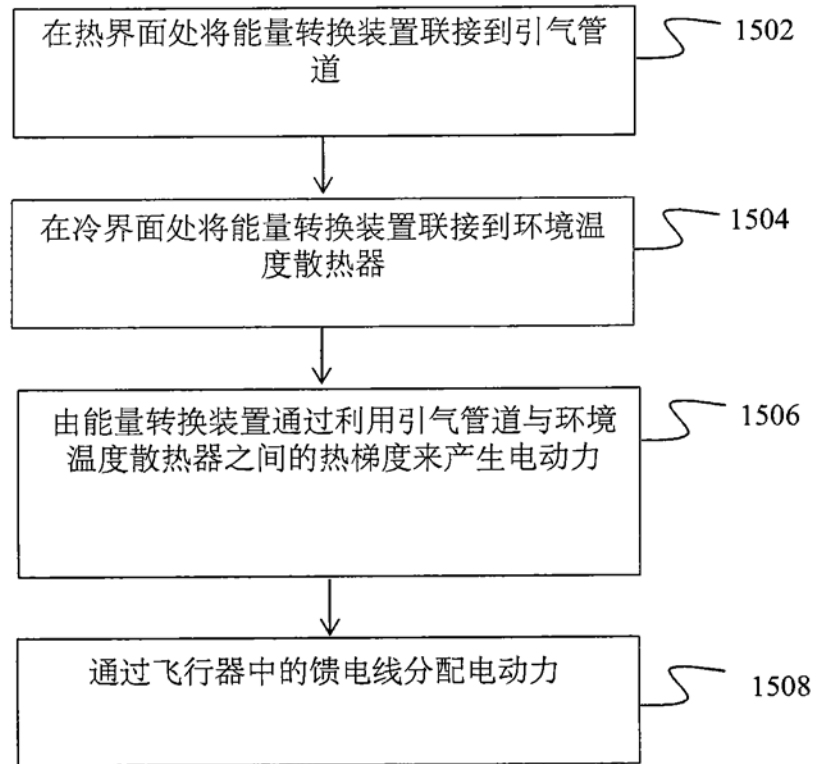


图15