



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 111502813 A

(43)申请公布日 2020.08.07

(21)申请号 202010078963.9

F01P 11/00(2006.01)

(22)申请日 2020.02.03

F02N 19/10(2010.01)

(30)优先权数据

16/263113 2019.01.31 US

(71)申请人 普拉特 - 惠特尼加拿大公司

地址 加拿大魁北克省

(72)发明人 S.贝格龙 E.普拉蒙顿 A.朱利安

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001

代理人 任霄 王丽辉

(51)Int.Cl.

F01P 3/20(2006.01)

F01P 5/10(2006.01)

F01P 5/12(2006.01)

F01P 7/14(2006.01)

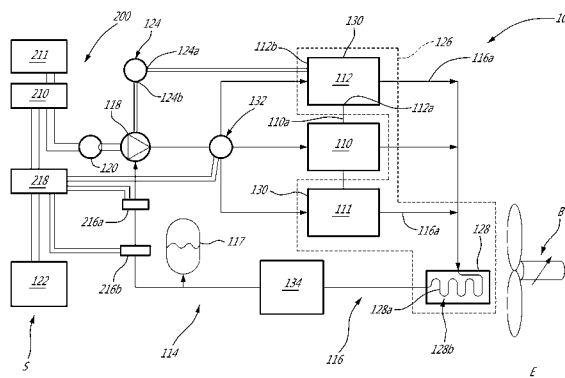
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54)发明名称

具有热管理系统的发动机组件

(57)摘要

公开了一种用于飞行器的发动机组件,其包括:燃烧发动机,其包括与散热器处于热交换关系的冷却剂回路,该散热器包括热交换器和至少一个部件,该至少一个部件具有不同于热交换的主要功能。还公开了一种操作系统的方法。



1. 一种用于飞行器的发动机组件,其包括:燃烧发动机,其包括与散热器处于热交换关系的冷却剂回路,所述散热器包括热交换器和所述发动机组件的至少一个另外的部件,所述至少一个另外的部件具有不同于热交换的主要功能。

2. 根据权利要求1所述的发动机组件,其中,所述冷却剂回路包括与所述至少一个另外的部件接触的导管,所述导管与所述至少一个另外的部件导热地连接。

3. 根据权利要求1所述的发动机组件,其中,所述冷却剂回路包括与所述至少一个另外的部件处于热交换关系的导管,所述导管可选择性地连接到所述冷却剂回路的其余部分。

4. 根据权利要求1所述的发动机组件,其中,所述至少一个另外的部件选自由如下构成的组:齿轮箱、入口、压缩机、涡轮机、发电机、发动机起动机、负载压缩机、空气过滤器、致动器和阀。

5. 根据权利要求1所述的发动机组件,其中,所述至少一个另外的部件可操作地连接到所述燃烧发动机。

6. 根据权利要求1所述的发动机组件,还包括与所述冷却剂回路以及与所述至少一个另外的部件处于热交换关系的热源。

7. 根据权利要求1所述的发动机组件,其中,所述冷却剂回路包括与所述燃烧发动机的发动机轴驱动地接合的泵,以便在所述冷却剂回路中引起所述液体冷却剂的流动。

8. 根据权利要求1所述的发动机组件,其中,所述冷却剂回路包括泵,所述泵通过可操作地连接到功率源的电动马达或通过所述燃烧发动机的发动机轴选择性地驱动接合。

9. 根据权利要求8所述的发动机组件,还包括离合器,所述离合器具有由发动机轴驱动地接合的输入部和与所述泵驱动地接合的输出部,所述离合器可在第一配置和第二配置中操作,在所述第一配置中,所述输入部与所述输出部驱动接合,在所述第二配置中,所述输入部与所述输出部脱开。

10. 根据权利要求1所述的发动机组件,所述燃烧发动机是往复式发动机。

11. 一种操作用于飞行器的发动机组件的热管理系统的方法,其包括:

循环液体冷却剂;

将热量从所述发动机组件的燃烧发动机传递到液体冷却剂;以及

经由热交换器及其主要功能不同于热交换的部件两者将热量从所述液体冷却剂传递到所述发动机组件外部的环境。

12. 根据权利要求11所述的方法,其中,经由所述部件将热量传递到所述环境包括将热量传递到所述发动机组件的齿轮箱。

13. 根据权利要求11所述的方法,其中,经由所述部件将热量传递到所述环境包括将热量传递到可操作地连接到所述燃烧发动机的所述部件。

14. 根据权利要求11所述的方法,其中,使所述液体冷却剂循环包括用电动马达和所述燃烧发动机的发动机轴中的一个来致动泵。

15. 根据权利要求11所述的方法,用所述电动马达来致动所述泵包括使所述发动机轴与所述泵脱开。

16. 一种操作用于飞行器的发动机组件的热管理系统的方法,所述发动机组件包括被液体冷却剂液体冷却的燃烧发动机,所述方法包括:

确定所述发动机组件的所述燃烧发动机关闭;

使所述液体冷却剂在冷却剂回路中循环,以用于加热所述液体冷却剂;
以及

使加热的液体冷却剂朝着其主要功能不同于热交换的至少一个部件循环,以用于将热量从所述加热的液体冷却剂传递到所述至少一个部件。

17. 根据权利要求16所述的方法,其中,确定所述燃烧发动机关闭包括确定所述燃烧发动机是冷的,加热所述液体冷却剂包括用热源加热所述液体冷却剂。

18. 根据权利要求16所述的方法,其中,确定所述燃烧发动机关闭包括确定所述燃烧发动机是热的,加热所述液体冷却剂包括将热量从所述燃烧发动机传递到所述液体冷却剂。

19. 根据权利要求16所述的方法,其中,确定所述发动机组件的所述燃烧发动机关闭还包括确定所述发动机组件低于给定温度。

20. 根据权利要求16所述的方法,其中,确定所述发动机组件的所述燃烧发动机关闭还包括确定所述飞行器的飞行阶段是接近阶段。

具有热管理系统的发动机组件

技术领域

[0001] 本申请总体上涉及飞行器发动机,并且更具体地涉及用于管理由此类发动机生成的热量的系统和方法。

背景技术

[0002] 飞行器发动机在启动期间的性能不如稳态操作期间一样好,这是因为各种发动机部件和流体没有处于其最佳操作温度。飞行器发动机关闭后,在发动机冷却之前要经过大量的时间。此外,向飞行器发动机的热部件提供足够冷却是长期的挑战。因此,改进是合适的。

发明内容

[0003] 在一个方面,提供了一种用于飞行器的发动机组件,包括:燃烧发动机,其包括与散热器处于热交换关系的冷却剂回路,该散热器包括热交换器和至少一个部件,该至少一个部件具有与热交换不同的主要功能。

[0004] 在另一方面,提供了一种操作用于飞行器的发动机组件的热管理系统的方法,该方法包括:循环液体冷却剂;将热量从发动机组件的燃烧发动机传递到液体冷却剂;以及经由热交换器和主要功能不同于热交换的部件两者将热量从液体冷却剂传递到发动机组件外部的环境。

[0005] 在仍另一方面,提供了一种操作用于飞行器的发动机组件的热管理系统的方法,该发动机组件包括用液体冷却剂进行液体冷却的燃烧发动机,该方法包括:确定发动机组件的燃烧发动机关闭;使液体冷却剂在冷却剂回路中循环以用于加热液体冷却剂;以及使加热的液体冷却剂朝向其主要功能不同于热交换的至少一个部件循环,以用于将热量从加热的液体冷却剂传递到该至少一个部件。

附图说明

[0006] 现在参考附图,其中:

图1是根据特定实施例的旋转内燃发动机的示意性横截面视图;

图2是根据一个实施例的发动机组件的示意性视图;以及

图3是用于图2的发动机组件的控制系统的示意性视图。

具体实施方式

[0007] 参考图1,示意性地示出了被称为汪克尔发动机的旋转内燃发动机10。旋转发动机10包括外部主体12,其具有轴向间隔开的端壁14,其中外围壁18在端壁14之间延伸以形成转子腔20。腔20的外围壁18的内表面具有限定两个凸角的轮廓,该轮廓优选地是外旋轮线。

[0008] 内部主体或转子24接收在腔20内。转子24具有与外部主体端壁14相邻的轴向间隔开的端面26,以及在它们之间延伸的外围面28。外围面28限定了三个周向间隔开的顶点部

分30,以及具有向外拱形侧面36的大致三角形的轮廓。顶点部分30与外围壁18的内表面密封接合,以在内部转子24和外部主体12之间形成三个旋转燃烧室32。转子24的几何轴线偏离并平行于外部主体12的轴线。

[0009] 燃烧室32被密封。在所示的实施例中,每个转子顶点部分30具有顶点密封件52,该顶点密封件52从一个端面26延伸到另一端面,并且径向向外偏置成抵靠外围壁18。端部密封件54接合每个顶点密封件52的每个端部并且偏置成抵靠相应端壁14。转子24的每个端面26具有至少一个弧形的面密封件60,该弧形的面密封件60从每个顶点部分30延伸到每个相邻的顶点部分30,在其整个长度上邻近于转子外围但在其内部、与邻近其每个端部的端部密封件54密封接合,并偏置成与相邻的端壁14密封接合。可替代的密封布置也是可能的。

[0010] 尽管在附图中未示出,但是转子24轴颈支撑在轴的偏心部分上,使得轴旋转转子24以在定子腔20内执行轨道公转。当转子24围绕定子腔20移动时,对于转子24的每次完整旋转,轴旋转3次。在偏心件周围设置有油密封件,以阻止润滑油在相应的转子端面26和外部主体端壁14之间径向向外泄漏流动。在转子24的每次旋转期间,每个室32的体积变化并且围绕定子腔20移动以经历进气、压缩、膨胀和排气的四个阶段,这些阶段类似于具有四行程循环的往复式内燃发动机中的行程。

[0011] 发动机包括与空气源连通的主入口端口40、排气端口44以及也与空气源(例如,压缩机)连通且位于入口端口40和排气端口44之间的可选的吹扫端口42。端口40、42、44可限定在外围壁18中的端壁14中。在所示实施例中,入口端口40和吹扫端口42限定在端壁14中并与相同的进气管道34连通,进气管道34被限定为端壁14中的通道,并且排气端口44被限定为通过外围壁18。可替代的配置是可能的。

[0012] 在特定实施例中,诸如煤油(喷气燃料)的燃料或其它合适的燃料通过燃料端口(未示出)被输送到室32中,使得室32以点火源附近的富燃料-空气混合物和其它位置的较贫混合物分层,并且所述燃料-空气混合物可以使用本技术中已知的任何合适点火系统(例如火花塞、电热塞)在壳体内点火。在特定实施例中,旋转发动机10在米勒或阿特金森循环的原理下操作通过主入口端口40和排气端口44的适当相对位置,其压缩比低于其膨胀比。

[0013] 现在参考图2,总体上以100示出了发动机组件。发动机组件100可以是飞行器的辅助功率单元。发动机组件100包括内燃发动机110,内燃发动机110可以是以上参考图1在本文中描述的旋转发动机10。可替代地,内燃发动机110可以是任何合适的发动机。内燃发动机110可以是往复式发动机,诸如活塞发动机。在特定实施例中,内燃发动机110可以是发动机系统的一部分,该发动机系统是复合循环发动机系统或复合循环发动机,诸如在2010年7月13日公布的Lents等人的美国专利号7,753,036中描述的,或诸如在2010年8月17日公布的Julien等人的美国专利号7,775,044中描述的,或者诸如在2015年10月1日公开的Thomassin等人的美国专利公开号2015/0275749中描述的,或诸如在2015年10月1日公开的Bolduc等人的美国专利公开号2015/0275756中描述的,其全部内容通过引用并入本文。

[0014] 内燃发动机110流体连接到发动机入口111,发动机入口111流体连接到发动机组件100外部的环境E。

[0015] 在所示的实施例中,发动机组件100包括与内燃发动机110驱动接合的齿轮箱112。更具体地,内燃发动机110具有连接到齿轮箱112的输入部112a的发动机轴110a。齿轮箱112可以连接到多个部件以传递来自发动机轴110a的旋转输入。齿轮箱112可以在其输入部

112a和其输出部112b之间产生旋转速度比。

[0016] 在所示的实施例中,发动机组件100包括热管理系统114。热管理系统114包括被配置用于使液体冷却剂循环的冷却剂回路116。冷却剂回路116与内燃发动机110处于热交换关系。在特定实施例中,内燃发动机110包括壳体,诸如图1的旋转发动机的外围壁18,该壳体在其中限定了导管;导管流体地连接到冷却剂回路114。液体冷却剂可能能够经由对流通通过从内燃发动机110的壳体吸收热量来冷却内燃发动机110。因此,液体冷却剂在其经过壳体后温度会升高。

[0017] 为了在冷却剂回路116内引起液体冷却剂的流动,发动机组件100包括流体地连接到冷却剂回路116的泵118。泵118可以通过内燃发动机110和/或通过由功率源S提供功率的电动马达120驱动地接合。在特定实施例中,功率源S是电池122。可替代地,功率源S可以由内燃发动机110或包含发动机组件100的飞行器的另一个发动机驱动地接合的发电机。

[0018] 在所示的实施例中,热管理系统114包括流体地连接到冷却剂回路116的膨胀箱117。膨胀箱117可以以给定压力(可以为35 PSI)加压,并且可以用于液体冷却剂的热诱导体积变化的处置。

[0019] 在某些情况下,当内燃发动机110关闭功率、停机或关闭时,使冷却剂回路116中的液体冷却剂循环可能是有用的。在本文中,关闭功率、停机或关闭意味着内燃发动机不引起发动机轴110a的旋转。换句话说,通过关闭功率、停机或关闭,在内燃发动机110的(多个)燃烧室中不发生燃烧。

[0020] 在所示的实施例中,泵118由内燃发动机110或电动马达120选择性地驱动接合。在所描绘的实施例中,泵118由内燃发动机经由齿轮箱112驱动地接合。

[0021] 为了允许泵118与电动马达120接合,发动机组件100包括离合器124,该离合器124具有输入部124a和输出部124b,所述输入部124a经由齿轮箱112与内燃发动机110驱动接合,并且所述输出部124b与泵118驱动接合。离合器124可在第一配置中操作,其中输入部124a与输出部124b驱动接合,并且离合器124可在第二配置中操作,其中输入部124a与输出部124b脱开。因此,在第一配置中,内燃发动机110驱动泵118,并且在第二配置中,内燃发动机110与泵118脱开。通过在第二配置中,离合器124允许电动马达120驱动泵118而不必克服由内燃发动机110关闭而产生的负载。

[0022] 在特定实施例中,离合器124是超越离合器(sprag clutch)。在超越离合器中,如果输入部124a以大于输出部124b的速度旋转,则输入部124a驱动地接合输出部124b,并且如果输出部124b以大于输入部124a的速度旋转,则输入部124a允许输出部124b独立于输入部124a旋转。

[0023] 热管理系统114还包括与冷却剂回路116处于热交换关系的散热器126。在所示的实施例中,散热器126包括热交换器128。在环境E中必须耗散由所述发动机110生成的热量。热交换器128可用于该目的。

[0024] 更具体地,并且在所示的实施例中,热交换器128包括至少一个第一导管128a和与至少一个第一导管128b处于热交换关系的至少一个第二导管128b。至少一个第一导管128a流体地连接到冷却剂回路116,并且至少一个第二导管128b流体地连接到环境E。鼓风机B可以被用来引导空气从环境E流过热交换器128的至少一个第二导管128b。在特定实施例中,鼓风机B可以由位于飞行器的外表面上的勺形件代替。环境E中的空气的温度通常低于从内

燃发动机110吸收热量的液体冷却剂的温度。因此,在热交换器128内,从液体冷却剂向环境E发生热传递。

[0025] 管理内燃发动机110的热量始终是挑战。因此,帮助热交换器128耗散由在内燃发动机110的(多个)燃烧室中发生的燃烧生成的热量可能是有利的。

[0026] 在所示的实施例中,散热器126还包括发动机组件100的至少一个部件130。部件130与热交换器128热断开。本文中,热断开意味着部件130不依赖于热交换器来用于冷却。换句话说,与内燃发动机110相反,部件130不是液体冷却的。同样,换句话说,当内燃发动机110开启并且在(多个)室中发生燃烧时,所述发动机110的温度,更具体地是离开所述发动机110的液体冷却剂的温度高于部件130的温度。因此,从已经由内燃发动机110加热的液体冷却剂到部件130可能发生热传递。至少一个主要部件130具有不同于热交换的主要功能。即,在发动机组件中包括至少一个部件130的主要目的是承担与冷却/加热无关的功能。

[0027] 然后,部件130可以将经由液体冷却剂从内燃发动机110接收到的热量耗散到环境E中。在特定实施例中,部件130被包含发动机组件100的飞行器的舱室内循环的环境空气进行空气冷却。在特定实施例中,舱室是飞行器的APU舱室。

[0028] 在所示的实施例中,至少一个部件130包括两个部件,即变速箱112和发动机入口111。至少一个部件130可以是变速箱112,发动机入口111、压缩机、涡轮机等中的任一个。在所示的实施例中,部件130可操作地连接到内燃发动机110。应当理解,部件130不需要可操作地连接到内燃发动机110。部件130可以是飞行器的任何其它部件。例如,部件130可以是发动机启动器、发电机、负载压缩机、空气过滤器、致动器、阀、具有至少一个可移动部分的任何部件、管线更换单元(LRU)等。在特定实施例中,具有至少一个部件130作为发动机入口111允许除冰或防止冰在所述入口111上积聚。至少一个部件130的所有以上列出的可能性具有与热交换不同的主要功能。例如,发动机启动器的主要功能是启动发动机,发电机的主要功能是产生电力,负载压缩机的主要功能是压缩空气以用于配备有发动机组件的飞行器的机舱,致动器的主要功能是移动另一个部件,阀的主要功能是允许或阻止两个部件之间的流体连通,压缩机的主要功能是在将空气馈送到燃烧发动机之前压缩空气,涡轮机的主要功能是从离开燃烧发动机的燃烧气体中提取能量。

[0029] 在所示的实施例中,冷却剂回路116包括与至少一个部件130处于热交换关系的导管116a。导管116a可以与部件130接触,使得导管116a与部件130导热地连接。本文中,导热地连接意味着热量经由传导在导管116a与部件130之间传递。导管116a可以包裹在部件130周围。导管116a可以简单地与部件130接触或以任何合适的方式固定到部件130,诸如通过焊接。可替代地或组合地,可以在部件130中限定用于流体地接收液体冷却剂的通道。换句话说,冷却室和通道可位于部件130周围。

[0030] 在特定实施例中,导管116a可以选择性地连接到冷却剂回路116的其余部分。换句话说,阀132可以位于冷却剂回路116上。阀132可以以第一模式和第二模式操作,在第一模式中,阀132允许液体冷却剂在导管116b内循环,在第二模式中,阀132防止液体冷却剂在导管116b内流动。这可以允许在需要时选择性地使用部件130来帮助热交换器128耗散由内燃发动机110生成的热量。具有使导管116b与冷却剂回路116的其余部分流体地断开的能力可以允许泵消耗更少的能量,因为它不必克服通过使液体冷却剂在导管116b内循环而可能发生的压降。

[0031] 在一些飞行阶段中,内燃发动机110必须在暴露于非常冷环境温度下持续长时间后才能启动。在启动内燃发动机110之前对发动机组件110的某些部件进行预热可能是有利的。更具体地,如果发动机组件100是APU,则内燃发动机110在基本上整个巡航阶段中都关闭。当在着陆之前转移到接近阶段时,飞行器主发动机的功率会降低,并且因此它们可能无法提供飞行器所需的所有电力和压缩空气。然后,APU启动以生成电力和压缩空气,这些电力和压缩空气先前在巡航期间由主发动机生成。然而,在此冷操作状况下启动发动机110可能需要相对较长的预热时间,在此期间发动机组件110的效率小于其标称或稳态效率。这可能意味着与在稳态操作阶段期间相比,内燃发动机110在预热阶段期间消耗了更多的燃料。减少预热阶段的持续时间以减少发动机110的燃料消耗可能是有利的。

[0032] 在所示的实施例中,发动机组件100包括与冷却剂回路116处于热交换关系的热源134,用于加热在其中循环的液体冷却剂,并且如以下将讨论的,用于在启动发动机110之前加热部件130。热源134可以是可操作地连接到功率源S的电加热器。热源134可以是飞行器的另一个热交换器。在不脱离本公开的范围的情况下,可以使用任何合适的热源。

[0033] 在一些其它飞行阶段,必须关闭内燃发动机110的功率。然而,当内燃发动机110已经长时间操作时,它可能会很热。在关闭功率之后,继续循环液体冷却剂以冷却内燃发动机110可能是有利的。

[0034] 在所示的实施例中,在内燃发动机110关闭功率之后,泵118可以继续使用电动马达120进行操作。与在发动机110关闭后液体冷却剂在冷却剂回路中停止循环的配置相比,在发动机110关闭功率之后继续循环液体冷却剂可能会减少冷却时间。与仅使用热交换器128来耗散内燃发动机110的热量的配置相比,经由部件130和热交换器128两者耗散热量可以减少冷却时间。在特定实施例中,减少冷却时间延长了发动机的使用寿命。减少冷却时间可能会允许减少燃料消耗,因为发动机不必为了实现同样的温度降低而运行那么长时间。

[0035] 为了操作热管理系统114,使液体冷却剂循环。热量从内燃发动机110传递到液体冷却剂。热量经由热交换器128和与热交换器128热断开的部件130两者从液体冷却剂传递到发动机组件100外部的环境E。

[0036] 在所示实施例中,经由部件130将热量传递到环境E包括将热量传递到发动机组件100的齿轮箱112。在所示实施例中,经由部件130将热量传递到环境E包括将热量传递到可操作地连接到内燃发动机110的部件130。

[0037] 在所描绘的实施例中,使液体冷却剂循环包括用电动马达120和内燃发动机110的发动机轴110a中的一个来致动泵118。用电动马达118致动泵可以包括使发动机轴110a与泵118脱离。

[0038] 现在参考图2-3,总体上以200示出了用于控制热管理系统116的控制系统。控制系统200包括控制器210,该控制器210包括处理器212和可操作地连接到处理器212并具有存储在其上的指令的计算机可读介质214,该指令可由处理器212执行以用于控制热管理系统116。如图所示,控制器210可操作地连接到飞行器总线211,飞行器总线211可以是28V总线。

[0039] 控制器200被配置成用于确定发动机组件100的内燃发动机110是关闭的,在冷却剂回路116中循环液体冷却剂以用于加热液体冷却剂,并且将加热的液体冷却剂朝着与发动机组件100的热交换器128热断开的至少一个部件130循环,以用于将热量从加热的液体冷却剂传递到至少一个部件130。

[0040] 在特定实施例中,确定内燃发动机110关闭包括确定内燃发动机110是冷的。在此种情况下,加热液体冷却剂包括用热源134加热液体冷却剂。然后,加热的液体冷却剂可以用于加热发动机110和部件130。

[0041] 在特定实施例中,确定内燃发动机110关闭包括确定内燃发动机110是热的,或高于给定温度。在此种情况下,加热液体冷却剂包括向液体冷却剂传递来自内燃发动机110的热量。

[0042] 在特定实施例中,确定内燃发动机110关闭还包括确定发动机组件100低于给定温度。可替代地,确定内燃发动机110关闭还包括确定飞行器的飞行阶段为接近阶段并且需要启动发动机110。

[0043] 在特定实施例中,控制器210可操作地连接到至少一个传感器216。如图2中所示,至少一个传感器216包括冷却剂温度传感器216a和冷却剂压力传感器216b,两者都可以可操作地连接到发动机控制单元(ECU)218。如图所示,发动机控制单元218可操作地连接到控制器210。冷却剂温度传感器216a可用于监测部件130的温度,而冷却剂压力传感器216b可用于监测冷却剂的压力。如果所监测的温度和所监测的压力中的一个或两个达到相应的给定阈值,则控制器210可以开始液体冷却剂的循环和热源134的致动以使部件130预热。

[0044] 如图2上所示,发动机控制单元218可操作地连接到功率源S。如图所示,控制器210经由发动机控制单元218可操作地连接到功率源S。

[0045] 阀132可操作地连接到发动机控制单元218和控制器210。换句话说,阀132经由发动机控制单元218可操作地连接到控制器210。在所示的实施例中,泵118在发动机110停机时随时被电驱动以开启/关闭泵送,从而预热或冷却硬件(例如,发动机110)。阀或控制阀132可以提供可能性,以允许冷却剂流体在发动机启动之前、操作中和停机之后根据需要在特定发动机模块中流动。取决于冷却剂的温度和压力以及发动机状态,ECU 218可能具有打开所需冷却通道的逻辑。可以使用多个温度感测点。

[0046] 在一个实施例中,控制系统200可以在飞行期间监测关键部件温度,并根据需要打开泵118进行预热。

[0047] 在特定实施例中,取决于应用,冷却泵118可以由直接机械驱动轴驱动,当使用超越离合器124启动发动机110以使驱动轴接合和脱开时,该直接机械驱动轴接管电动马达120。

[0048] 在特定实施例中,当所述发动机110关闭功率时,具有使诸如变速箱112、发动机入口111和发动机110自身之类的部件预热或冷却的能力可以允许减少在使发动机110停机之后的冷却时间,这可以允许节省燃料。可以允许减少在启动发动机110之前对其进行预热的时间。在启动发动机110时,可以减小发动机的机械部件(例如,齿轮、轴承等)的热应力和磨损。在预热期间可以减小阻力并改善发动机的部件的润滑。该系统114可以是用于预热和/或冷却诸如变速箱、发动机110的壳体等的不同发动机系统的单个系统。

[0049] 以上描述仅旨在是示例性的,并且本领域的技术人员将认识到,可以在不脱离所公开的本发明的范围的情况下对所描述的实施例进行改变。例如,本文公开的热管理系统可以用在涡轮轴、涡轮螺旋桨和涡轮风扇发动机中。鉴于对本公开的回顾,落入本发明范围内的仍其它修改对于本领域技术人员将是显而易见的,并且这些修改旨在落入所附权利要求的范围内。

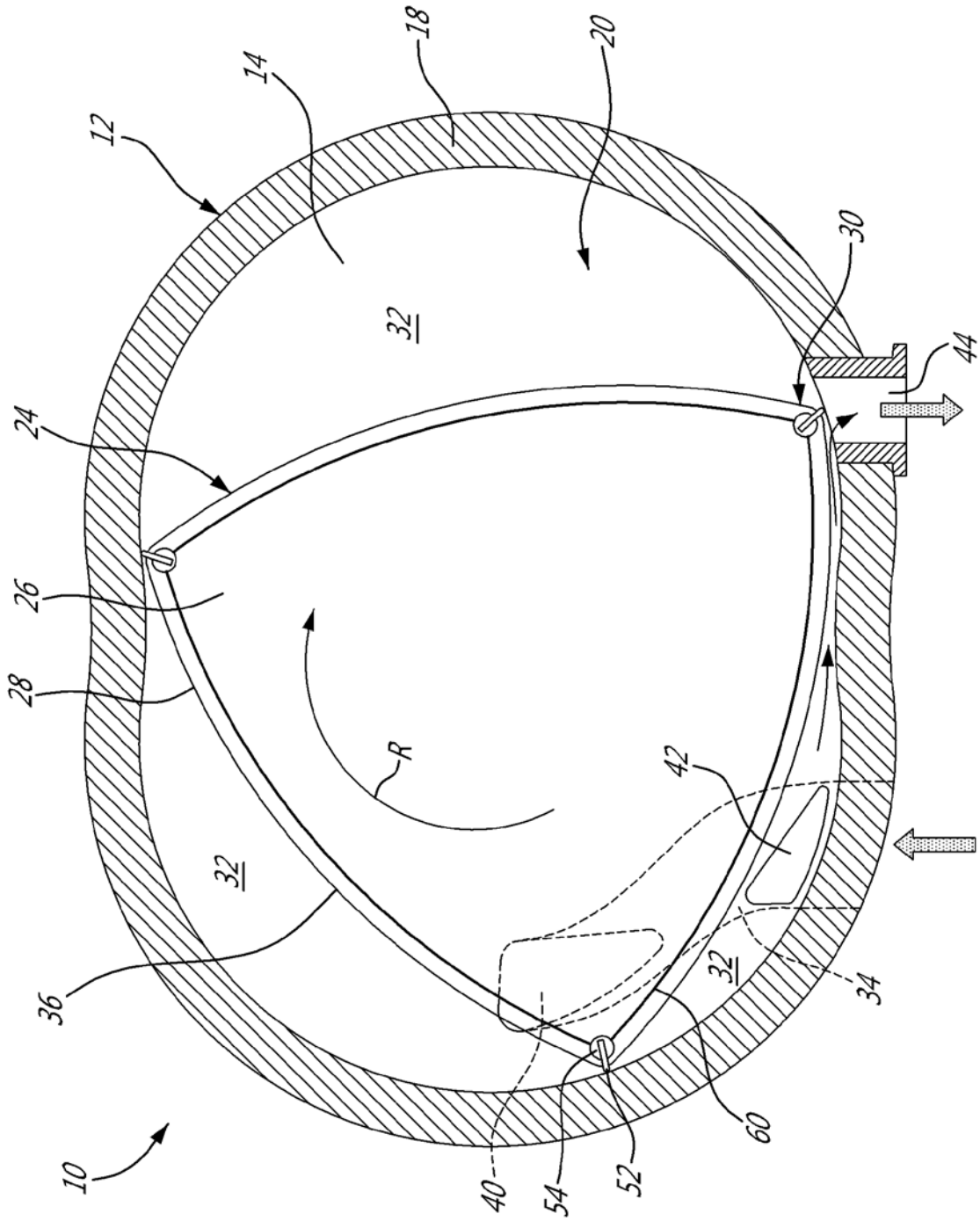


图 1

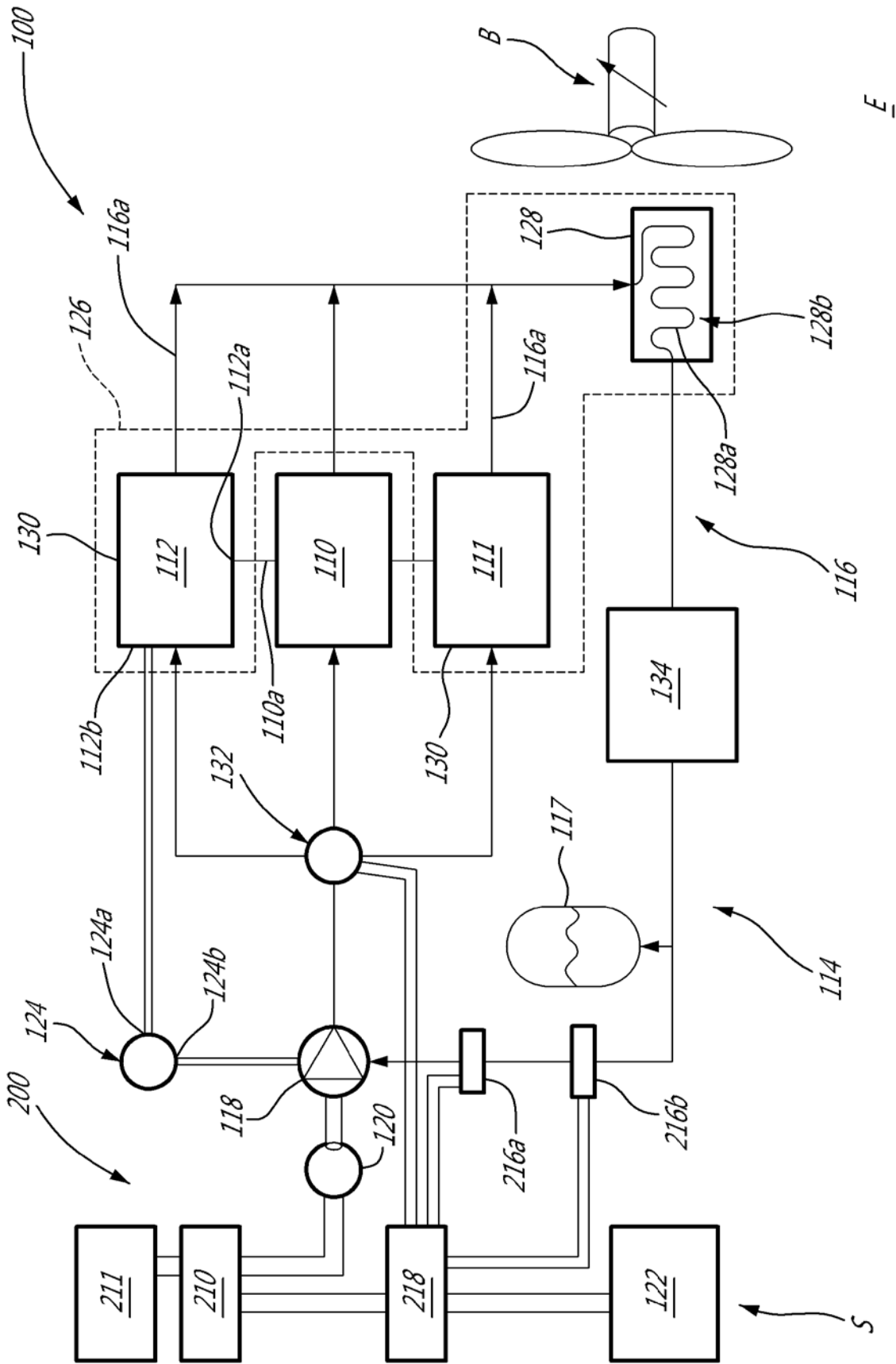


图 2

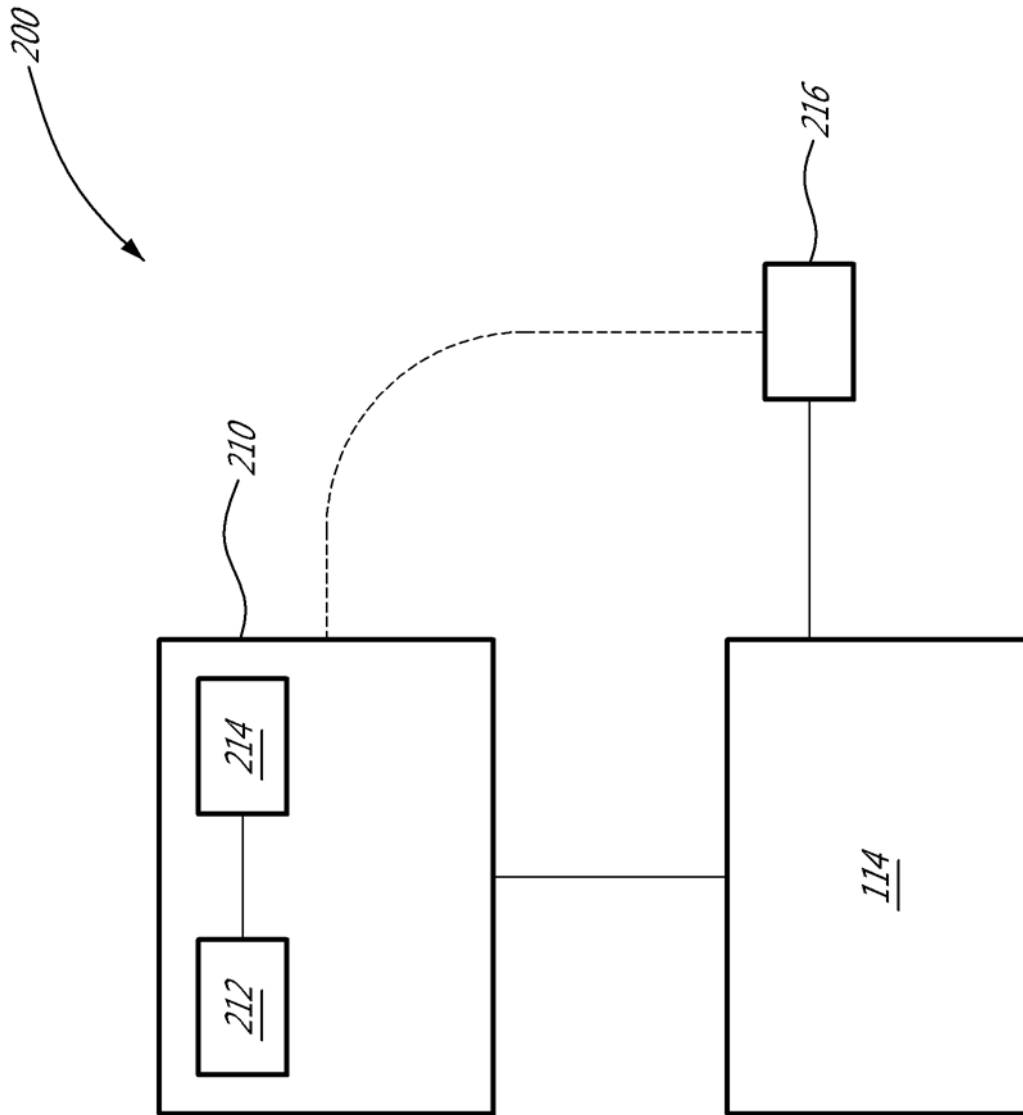


图 3