



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106907192 A
(43)申请公布日 2017.06.30

(21)申请号 201611128507.0

(22)申请日 2016.12.09

(30)优先权数据

14/963419 2015.12.09 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 B.W.米勒 C.J.克罗格

M.R.切尔尼

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

代理人 严志军 刘林华

(51)Int.Cl.

F01D 25/02(2006.01)

F01D 25/10(2006.01)

B64D 15/04(2006.01)

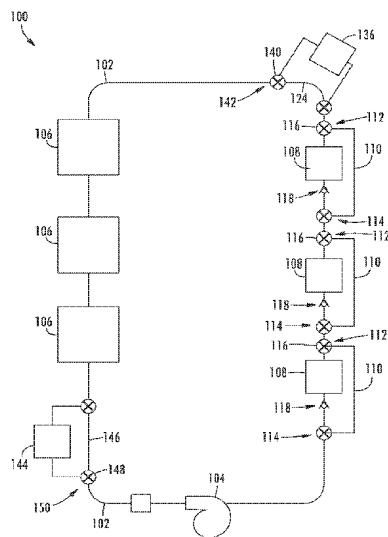
权利要求书1页 说明书11页 附图5页

(54)发明名称

热管理系统

(57)摘要

本发明涉及热管理系统。用于燃气涡轮发动机和/或飞机的热管理系统提供为包括热输送总线(102),该热输送总线(102)具有流动穿过其的热交换流体。热管理系统还包括一个或多个热源交换器和除冰模块。该一个或多个热源交换器(106)和该除冰模块各自与热输送总线(102)中的热交换流体热连通。该一个或多个热源交换器(106)构造成将热量从一个或多个附属系统转移到热交换流体,且除冰模块位于该一个或多个热源交换器(106)的下游,以用于将热量从热转移流体转移至燃气涡轮发动机和/或飞机的一个或多个构件的表面。



1. 一种用于至少部分地并入燃气涡轮发动机或飞机中的至少一者中的热管理系统,所述热管理系统包括:

热输送总线(102),其具有流动穿过其的热交换流体;

泵(104),其用于生成在所述热输送总线(102)中的所述热交换流体的流;

一个或更多个热源交换器(106),其与所述热输送总线(102)中的所述热交换流体热连通;和

表面热交换模块(136),其在所述一个或更多个热源交换器(106)下游的部位处与所述热输送总线(102)中的所述热交换流体热连通,以用于将热量从热转移流体转移到所述燃气涡轮发动机或所述飞机的一个或更多个构件的表面。

2. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述表面热交换模块(136)包括一个或更多个热交换器(238),所述一个或更多个热交换器(238)用于集成到所述燃气涡轮发动机或所述飞机的所述一个或更多个构件的表面中。

3. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述燃气涡轮发动机或所述飞机的所述一个或更多个构件包括所述燃气涡轮发动机的进口引导静叶、所述燃气涡轮发动机的前部罩(230)、或所述燃气涡轮发动机的风扇罩(232)中的至少一者。

4. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述燃气涡轮发动机或所述飞机的所述一个或更多个构件包括所述飞机的机翼(210)或所述飞机的机身(208)中的至少一者。

5. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述热管理系统还包括与所述热输送总线(102)中的所述热交换流体热连通的多个热源交换器(106)。

6. 根据权利要求5所述的热管理系统,其中,所述多个热源交换器(106)沿着所述热输送总线(102)串联地布置。

7. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述一个或更多个热源交换器(106)包括至少一个空气到热交换流体热交换器和至少一个液体到热交换流体热交换器。

8. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述一个或更多个热源交换器(106)构造成将热量从所述燃气涡轮发动机的附属系统转移到所述热输送总线(102)中的所述热交换流体。

9. 根据权利要求1所述的热管理系统,还包括:

一个或更多个热吸收交换器(108),其与所述热输送总线(102)中的所述热交换流体热连通,以用于从所述热输送总线(102)中的所述热交换流体移除热量。

10. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述表面热交换模块(136)构造为除冰模块。

热管理系统

技术领域

[0001] 本主题大体上涉及用于并入飞机和/或发动机中的热管理系统,该热管理系统具有表面热交换模块。

背景技术

[0002] 燃气涡轮发动机通常包括进口、风扇、一个或更多个压缩机、燃烧器、和至少一个涡轮。压缩机压缩空气,该空气被引导至燃烧器,在此,该空气与燃料混合。该混合物然后被点燃,以用于生成热燃烧气体。燃烧气体被引导至涡轮,涡轮从燃烧气体提取能量以用于对压缩机供能,以及用于产生有用功以在飞行中推进飞机或对负载(诸如发电机)供能。

[0003] 当发动机在结冰条件中操作,例如,暴露于超冷水滴云时,冰可累积在暴露的发动机结构上。更具体而言,如果发动机在结冰条件内操作长期的时间段,则发动机内和暴露的发动机结构上方的冰累积可为较多的。随时间变化,发动机的持续操作、从较低功率操作到较高功率操作的节气门冲出(throttle burst)、和/或因素流或冰增长(ice accretion)的不对称导致的振动可导致聚集的累积冰被一个或更多个压缩机摄入。称为冰脱落(ice shed)的此种条件可导致燃气涡轮发动机内的某些问题。

[0004] 为了有助于防止发动机内和邻近发动机的暴露表面上方的冰增长,至少一些已知的发动机包括除冰系统。除冰系统通常利用来自一个或更多个压缩机的放出空气来对期望的表面提供热量。提供管路以将放出空气输送至期望部位。然而,管路可能相对大,使得难以封装除冰系统,且此外管路可能相对重,这可不利地影响用于发动机的燃料燃烧。

[0005] 因此,不依靠放出空气的除冰系统将是有用的。更具体而言,不需要管路以用于将放出空气管道输送至需要除冰的一个或更多个表面的除冰系统将是尤其有益的。

发明内容

[0006] 本发明的方面和优点将在下列描述中部分地阐述,或可根据描述而是明显的,或可通过本发明的实践而习得。

[0007] 在本公开的一个示范实施例中,提供用于至少部分地并入燃气涡轮发动机或飞机中的至少一者中的热管理系统。热管理系统包括热输送总线和泵,该热输送总线具有流动穿过其的热交换流体,该泵用于生成在热输送总线中的热交换流体的流。热管理系统还包括与热输送总线中的热交换流体热连通的一个或更多个热源交换器、和表面热交换模块。除冰模块在这一个或更多个热源交换器下游的部位处与热输送总线中的热交换流体热连通,以用于将热量从热转移流体转移到燃气涡轮发动机或飞机的一个或更多个构件的表面。

[0008] 在本公开的另一个示范实施例中,提供一种燃气涡轮发动机。燃气涡轮发动机包括通过一个或更多个轴联接于涡轮区段的压缩机区段、和用于对位于压缩机区段或涡轮区段中的至少一者中的一个或更多个构件提供润滑的主润滑系统。燃气涡轮发动机还包括热管理系统。热管理系统包括热输送总线和泵,该热输送总线具有流动穿过其的热交换流体,

该泵用于生成在热输送总线中的热交换流体的流。热管理系统还包括与热输送总线中的热交换流体热连通的一个或更多个热源交换器、这一个或更多个源交换器包括与主润滑系统热连通的主润滑热交换器。热管理系统还包括表面热交换模块,该表面热交换模块在该一个或更多个热源交换器下游的部位处与热输送总线中的热交换流体热连通,以用于将热量从热转移流体转移到燃气涡轮发动机的一个或更多个构件的表面。

[0009] 通过参照下列描述和所附权利要求,本发明的这些和其他特征、方面和优点将变得更好理解。并入本说明书中并组成其一部分的附图例示了本发明的实施例,并与该描述一起用来解释本发明的原理。

附图说明

[0010] 本发明的针对本领域技术人员的完整和能够实现的公开,包括其最佳实施方式,在参照附图作出的说明书中得到阐述,在附图中:

图1是根据本主题的各种实施例的示范燃气涡轮发动机的示意截面图。

[0011] 图2是根据本公开的示范实施例的热管理系统的简化示意图。

[0012] 图3是根据本公开的另一示范实施例的热管理系统的简化示意图。

[0013] 图4是根据本公开的示范实施例的热管理系统的表面热交换模块。

[0014] 图5是根据本公开的另一示范实施例的热管理系统的表面热交换模块。

具体实施方式

[0015] 现在将详细地参照本发明的现有实施例,其一个或更多个实例在附图中例示出。详细的描述使用数字和字母标号来指示图中的特征。图和描述中的相似或类似的标号用于指示本发明的相似或类似的部分。如在本文中所使用的,用语“第一”、“第二”和“第三”可以可互换地使用,以将一个构件与另一个构件区分,且不意图表示单独构件的位置或重要性。此外,用语“上游”和“下游”指相对于流体路径中流体流的相对方向。例如,“上游”指流体从其流动的方向,且“下游”指流体流到其的方向。

[0016] 现在参考附图,其中,相同的数字贯穿附图指示相同的元件,图1是根据本公开的示范实施例的燃气涡轮发动机的示意截面图。更具体而言,对于图1的实施例,燃气涡轮发动机为高旁通涡轮风扇喷气发动机10,其在本文中称为“涡轮风扇发动机10”。如图1所示,涡轮风扇发动机10限定轴向方向A(与用于参考而提供的纵向中心线12平行地延伸)和径向方向R。大体上,涡轮风扇发动机10包括风扇区段14和配置在风扇区段14下游的核心涡轮发动机16。

[0017] 所描绘的示范核心涡轮发动机16大体上包括基本上管状的外壳体18,该外壳体18限定环形进口20。外壳体18以串联流动的关系包围:压缩机区段,其包括增压机或低压(LP)压缩机22和高压(HP)压缩机24;燃烧区段26;涡轮区段,其包括高压(HP)涡轮28和低压(LP)涡轮30;和喷气排气喷嘴区段32。高压(HP)轴或转轴34将HP涡轮28驱动地连接于HP压缩机24。低压(LP)轴或转轴36将LP涡轮30驱动地连接于LP压缩机22。

[0018] 对于所描绘的实施例,风扇区段14包括可变桨距风扇38,该可变桨距风扇38具有以间隔开的方式联接于盘42的多个风扇叶片40。如所描绘的,风扇叶片40大体上沿径向方向R从盘42向外延伸。各风扇叶片40能够相对于盘42围绕桨距轴线P借助于风扇叶片40而旋

转,该风扇叶片40操作地联接至合适的促动部件44,该促动部件44构造成用于一致共同地改变风扇叶片40的桨距。风扇叶片40、盘42、和促动部件44能够通过跨过功率齿轮箱46的LP轴36围绕纵向轴线12一起旋转。功率齿轮箱46包括多个齿轮,以用于使LP轴36的转速逐渐降低至更有效率的旋转风扇速度。

[0019] 仍参照图1的示范实施例,盘42由可旋转的前毂48覆盖,该前毂138空气动力地形成轮廓,以促进穿过多个风扇叶片40的空气流。此外,示范风扇区段14包括环形风扇壳体或外机舱50,环形风扇壳体或外机舱140周向地围绕风扇38和/或核心涡轮发动机16的至少一部分。机舱50由多个周向地间隔的出口引导静叶52相对于核心涡轮发动机16支撑。而且,机舱50在核心涡轮发动机16的外部分上方延伸,以便在其间限定旁通空气流通道56。

[0020] 在涡轮风扇发动机10的操作期间,一定体积的空气58穿过机舱50和/或风扇区段14的相关进口60进入涡轮风扇10。在该体积的空气58行进跨过风扇叶片40时,由箭头62指示的空气58的第一部分被引导或发送到旁通空气流通道56中,且由箭头64指示的空气58的第二部分被引导或发送到LP压缩机22中。空气的第一部分62与空气的第二部分64之间之比通常称为旁通比。空气的第二部分64的压力然后在其被发送穿过高压(HP)压缩机24且进入燃烧区段26中时增大,在燃烧区段26处,其与燃料混合且被焚烧以提供燃烧气体66。随后,燃烧气体66被发送通过HP涡轮28和LP涡轮30,在此,提取来自燃烧气体66的热能和/或动能的一部分。

[0021] 燃烧气体66随后被发送穿过核心涡轮发动机16的喷气排气喷嘴区段32,以提供推进推力。同时,空气的第一部分62的压力显著地增大,因为空气的第一部分62在其从涡轮风扇10的风扇喷嘴排气区段76排出之前被发送穿过旁通空气流通道56,从而也提供推进推力。

[0022] 而且,如示意地绘出的,示范涡轮风扇发动机10还包括各种附属系统,以辅助涡轮风扇发动机10和/或包括涡轮风扇发动机10的飞机(例如图3)的操作。例如,示范涡轮风扇发动机10还包括主润滑系统78,主润滑系统78构造成将润滑剂提供至例如压缩机区段(包括LP压缩机22和HP压缩机24)、涡轮区段(包括HP涡轮28和LP涡轮30)、HP转轴34、LP转轴36、和功率齿轮箱46中的各种轴承和齿轮对。由主润滑系统78提供的润滑剂可提高此种构件的有用寿命,且可从此种构件移除一定量的热量。此外,涡轮风扇发动机10包括压缩机冷却空气(CCA)系统80以用于从HP压缩机24或LP压缩机22中的一者或二者对HP涡轮28或LP涡轮30中的一者或二者提供空气。而且,示范涡轮风扇发动机10包括主动热间隙控制(ACC)系统82,以用于冷却涡轮区段的壳体,以在各种发动机操作条件下将各种涡轮转子叶片和涡轮壳体之间的间隙维持在期望范围内。而且,示范涡轮风扇发动机10包括发电机润滑系统84,以用于对发电机提供润滑,以及用于发电机的冷却/热量移除。发电机可将电功率提供至例如用于涡轮风扇发动机10的起动电动马达和/或涡轮风扇发动机10和/或包括涡轮风扇发动机10的飞机的各种其他电子构件。

[0023] 如还示意地描绘的,示范涡轮风扇发动机10驱动或赋能于例如用于包括示范涡轮风扇发动机10的飞机(诸如在下面参照图3描述的飞机200)的各种其他附属系统。例如,示范涡轮风扇发动机10将压缩空气从压缩机区段提供至环境控制系统(ECS)86。ECS 86可对飞机客舱提供空气供应,以用于加压和热控制。此外,空气可从示范涡轮风扇发动机10提供至电子冷却系统88,以用于将涡轮风扇发动机10和/或飞机的某些电子构件的温度维持在

期望范围内。

[0024] 现有的涡轮风扇发动机10和/或飞机包括用于这些附属系统中的各个的单独的热交换器,以从此种系统中的空气和/或润滑剂移除热量。然而,本公开的方面包括热管理系统100(见图2)以用于从此种附属系统中的一些或全部转移热量,以更有效率地移除此种热量和/或利用此种热量。

[0025] 然而,应理解的是,图1中描绘的示范涡轮风扇发动机10仅是作为示例,且在其他示范实施例中,本公开的方面可额外地或备选地应用于任何其他适合的燃气涡轮发动机。此外,在其他示范实施例中,涡轮风扇发动机10可作为代替构造为任何其他适合的航空燃气涡轮发动机,诸如涡轮喷气发动机、涡轮轴发动机、涡轮螺旋桨发动机等。此外,在另外其他示范实施例中,示范涡轮风扇发动机10可包括或可操作地连接于任何其他适合的附属系统。此外或备选地,示范涡轮风扇发动机10可不包括或可操作地连接于上面论述的附属系统中的一个或多个。

[0026] 现在参照图2,提供了根据本公开的示范实施例的热管理系统100的流程图,该热管理系统100用于至少部分地并入图1的示范涡轮风扇发动机10、图3的示范飞机200(在下面论述)、和/或图4和5的示范飞机200和发动机206(在下面论述)中。

[0027] 如图所示,热管理系统100大体上包括热输送总线102。热输送总线102包括流动穿过其的居间热交换流体,且可由一个或多个适合的流体导管形成。热交换流体可为具有高温操作范围的不可压缩流体。例如,在某些实施例中,热交换流体可为水和乙醇混合物,或任何合适的介电流体。泵104以与热输送总线102中的热交换流体流体连通的方式提供,以用于生成在热输送总线102中/穿过热输送总线102的热交换流体的流。如图2中观察到的,泵104可生成大体上沿顺时针方向穿过热输送总线102的热交换流体的流。泵104可为包括叶轮的旋转泵,或者备选地,可为任何其他适合的流体泵。此外,泵104可由电动马达供能,或者备选地,可与例如涡轮风扇发动机10的HP轴34或LP轴36机械地连通且由其供能。在另外其他实施例中,泵104可由辅助涡轮供能,该辅助涡轮又可由来自并入了该系统100的燃气涡轮发动机的压缩机区段的放出空气供能。

[0028] 而且,示范热管理系统100包括与热输送总线102中的热交换流体热连通的一个或多个热源交换器106。具体而言,所描绘的热管理系统100包括多个热源交换器106。多个热源交换器106构造成将热量从涡轮风扇发动机10的(或与涡轮风扇发动机10可操作地连通的)附属系统中的一个或多个转移至热输送总线102中的热交换流体。例如,在某些示范实施例中,该多个热源交换器106可包括以下中的一个或多个:主润滑系统热交换器,其用于从主润滑系统78转移热量;CCA系统热源交换器,其用于从CCA系统80转移热量;ACC系统热源交换器,其用于从ACC系统82转移热量;发电机润滑系统热源交换器,其用于从发电机润滑系统84转移热量;ECS热交换器,其用于从ECS 86转移热量;电子冷却系统热交换器,其用于从电子冷却系统88转移热量;蒸汽压缩系统热交换器;空气循环系统热交换器;和辅助系统热源交换器。作为示例,辅助系统热源交换器可构造成从雷达系统、防御系统、乘客娱乐系统等中的一个或多个转移热量。因此,根据图2的示范实施例的热管理系统100可将热量从各种独立系统转移到热输送总线102中的热交换流体以用于移除。

[0029] 对于所描绘的系统,存在三个热源交换器106,这三个热源交换器106各自沿热输送总线102串联流动地布置。然而,在其他示范实施例中,可包括任何其他适合数量的热源

换热器106,且热源换热器106中的一个或多个可沿热输送总线102并联流动地布置。例如,在其他实施例中,可存在与热输送总线中的热交换流体热连通的单个热源换热器106,或者备选地,可存在与热输送总线102中的热交换流体热连通的至少两个热源换热器106、至少四个热源换热器106、至少五个热源换热器106、或至少六个热源换热器106。

[0030] 此外,图2的示范热管理系统100还包括与热输送总线102中的热交换流体持久地或选择性地热连通的一个或多个热吸收换热器108。这一个或多个热吸收换热器108位于多个热源换热器106的下游,且构造成用于将热量从热输送总线102中的热交换流体例如转移至大气、至燃料、至风扇射流等。例如,在某些实施例中,这一个或多个热吸收换热器108可包括以下中的至少一者:RAM热交换器、燃料热交换器、风扇射流热交换器、放出空气热交换器、发动机中间冷却器、或空气循环系统的冷空气输出。RAM热交换器可构造为“空气对热交换流体”热交换器,其集成到涡轮风扇发动机10或包括涡轮风扇发动机10的飞机中的一者或二者。在操作期间,RAM热交换器可通过使一定量的RAM空气在RAM热交换器上方流动来从其中的任何热交换流体移除热量。此外,燃料热交换器是“流体对热交换流体”热交换器,其中,来自热交换流体的热量被转移至用于涡轮风扇发动机10的液体燃料射流。而且,风扇射流热交换器大体上是“空气对热交换流体”热交换器,其使例如旁通空气在热交换流体上方流动,以从热交换流体移除热量。而且,放出空气热交换器大体上是“空气对热交换流体”热交换器,其使例如来自LP压缩机的放出空气在热交换流体上方流动,以从热交换流体移除热量。

[0031] 对于图2的实施例,所描绘的热管理系统100的一个或多个热吸收换热器108包括多个单独的热吸收换热器108。更具体而言,对于图2的实施例,一个或多个热吸收换热器108包括串联地布置的三个热吸收换热器108。这三个热吸收换热器108构造为RAM热交换器、燃料热交换器、和风扇射流热交换器。然而,在其他示范实施例中,这一个或多个热吸收换热器108可包括任何其他适合数量的热吸收换热器108。例如,在其他示范实施例中,可提供单个热吸收换热器108,可提供至少两个热吸收换热器108,可提供至少四个热吸收换热器108,或者可提供至少五个热吸收换热器108。此外,在另外其他示范实施例中,这一个或多个热吸收换热器108中的两个或多个可备选地与彼此并联流动地布置。

[0032] 仍参照图2中描绘的示范实施例,多个热吸收换热器108与热输送总线102中的热交换流体选择性地热连通。更具体而言,所描绘的热管理系统100包括多个旁通管线110,以用于选择性地绕过多个热吸收换热器108中的各热吸收换热器108。各旁通管线110在上游接头112与下游接头114之间延伸,上游接头112位于相应热吸收换热器108的正上游,且下游接头114位于相应热吸收换热器108的正下游。此外,各旁通管线110在相应的上游接头112处通过三通热吸收阀116与热输送总线102会合。三通热吸收阀116各自包括与热输送总线102流体地连接的进口、与热输送总线102流体地连接的第一出口、和与旁通管线110流体地连接的第二出口。三通热吸收阀116可各自为可变通过量三通阀,使得三通热吸收阀116可改变从进口到第一和/或第二出口的通过量。例如,三通热吸收阀116可构造成用于从进口到第一出口提供热交换流体的百分之零(0%)和百分之一百(100%)之间的任一点,且类似地,三通热吸收阀116可构造成用于从进口到第二出口提供热交换流体的百分之零(0%)和百分之一百(100%)之间的任一点。

[0033] 特别地,三通热吸收阀116可与涡轮风扇发动机10和/或包括涡轮风扇发动机10的

飞机的控制器可操作地连通。控制器可基于例如涡轮风扇发动机10和/或飞机的操作条件、热交换流体的温度、和/或任何其他适合的变量来绕过这一个或更多个热吸收交换器108中的一个或更多个。备选地,控制器可基于用户输入来绕过该一个或更多个热吸收交换器108中的一个或更多个。

[0034] 而且,各旁通管线还在相应的下游接头114处与热输送总线102会合。在各热吸收交换器108与下游接头114之间,热输送总线102包括止回阀118,以用于确保热交换流体的适当流动方向。更具体而言,止回阀118防止从下游接头114朝相应热吸收交换器108的热交换流体流。

[0035] 图2的热管理系统可从涡轮风扇发动机10和/或飞机的各种附属系统更有效率地移除热量。例如,各种附属系统可取决于涡轮风扇发动机10和/或飞机的各种操作条件来生成变化量的热量。然而,不是所有的附属系统都限定相同的热样式(即,不是所有的附属系统都同时发热和冷却)。例如,主润滑系统78可在涡轮风扇发动机10的高负载条件期间需要大量的热量移除。然而,不同于此,ECS 86可在高海拔飞行期间需要大量的热量移除。因此,通过集成用于多种不同附属系统的热量移除,可需要更少的热交换器以移除期望量的热量并且/或者可需要更小的热交换器来移除期望量的热量。

[0036] 而且,由于各种热吸收交换器108(和/或下面论述的表面热交换模块136)的与热输送总线102中热交换流体选择性地热连通的构造,可以以更有效率的方式从各种附属系统移除热量。例如,当需要从热交换流体移除相对低的量的热量时,可利用最有效率的热吸收交换器108(和/或下面论述的表面热交换模块136)且绕过其他。然而,当需要从热交换流体移除相对高的量的热量时,还可利用额外的热吸收交换器108(和/或下面论述的表面热交换模块136)。

[0037] 而且,在具有旁通能力的包括多个热吸收交换器108(和/或下面论述的表面热交换模块136)的示范实施例中,例如,额外的热吸收交换器108(和/或下面论述的表面热交换模块136)具有增大热管理系统100的冗余度的益处。例如,在热吸收交换器108中的一个或更多个或热输送总线102的相关部分的故障的情况下,热交换流体可被环绕此种故障发送,且系统100可继续提供至少一些热量移除。

[0038] 仍参照图2,所描绘的示范热管理系统100构造成使用单相、不可压缩的热输送流体。然而,应理解的是,在其他实施例中,热管理系统100可作为代替使用相变流体。在此种实施例的情况下,热管理系统100可包括用于压缩热输送总线102中的热交换流体的压缩机、和用于使热输送总线102中的热交换流体膨胀的膨胀装置。压缩机可在热源交换器106下游和该一个或更多个热吸收交换器108上游的部位处与热交换流体选择性地流体连通。不同于此,膨胀装置可在该一个或更多个热吸收交换器108下游和热源交换器106上游的部位处与热交换流体选择性地流体连通。在此种示范实施例中,压缩机可由例如电动马达驱动,或者备选地,可与涡轮风扇发动机10的旋转构件(诸如HP轴34或LP轴36)机械连通且由其驱动。特别地,在此种构造的情况下,一个或更多个热吸收交换器108(和/或下面论述的除冰模块136)将作用为冷凝器,且多个热源交换器106将作用为蒸发器。此种构造可允许从各种热源交换器106的有效热量移除,和对一个或更多个热吸收交换器(和/或除冰模块136)的热量转移。应理解的是,在某些示范实施例中,膨胀装置可用作功率生成装置,该功率生成装置构造成从流动穿过其的热交换流体流生成旋转功率。

[0039] 如所描绘的,热输送总线102额外地包括用于选择性地绕过压缩机120的压缩机旁通管线124,和选择性地绕过膨胀装置122的膨胀装置旁通管线126。而且,三通压缩机旁通阀128定位在上游接头130处以用于选择性地绕过压缩机120,且类似地,三通膨胀装置旁通阀132定位在上游接头134处以用于选择性地绕过膨胀装置122。三通压缩机旁通阀128和三通膨胀装置旁通阀132可各自以与上面描述的用于绕过相应的热吸收交换器108的操作的示范三通热吸收阀116基本上相同的方式构造。

[0040] 而且,图2的示范热管理系统100额外地包括燃料致冷器144,燃料致冷器144在多个热源交换器106上游和一个或多个热吸收交换器108下游的部位处与热输送总线102中的热交换流体选择性地热连通。燃料致冷器144可构造成从涡轮风扇发动机10的燃料移除热量,以辅助将燃料维持在期望温度范围内。与图2的热管理系统100的各种其他构件一样,热管理系统100额外地包括用于选择性地绕过燃料致冷器144的燃料致冷器旁通管线146和三通燃料致冷器旁通阀148。三通燃料致冷器旁通阀148位于上游接头150处且将热输送总线102和燃料致冷器旁通管线146流体地连接。燃料致冷器旁通阀148可为可变通过量三通阀,该可变通过量三通阀以与上面描述的用于绕过相应的热吸收交换器108的操作的示范三通热吸收阀116基本上相同的方式构造。

[0041] 而且,图2的示范热管理系统100包括用于对飞机和/或涡轮风扇发动机10的某些构件进行加热或除冰的特征。具体而言,示范热管理系统100包括表面热交换136,该表面热交换136在一个或多个热源交换器106下游的部位处与热输送总线102中的热交换流体热连通,以用于将热量从热转移流体转移到涡轮风扇发动机10或飞机(例如,图3和/或4的飞机200)的一个或多个构件的表面。对于所描绘的实施例,表面热交换模块136也位于一个或多个热吸收交换器108的上游。然而,在其他实施例中,表面热交换模块136可作为代替位于一个或多个热源交换器106下游的任何适合部位处。例如,在其他实施例中,表面热交换模块136可位于泵120上游,或者备选地,可位于热吸收交换器108中的一个或多个的下游。

[0042] 此外,对于所描绘的实施例,热管理系统100额外地包括旁通管线138以用于选择性地绕过表面热交换模块136。三通表面热交换模块阀140定位在上游接头142处以用于选择性地启用表面热交换模块136。该三通表面热交换模块阀140可以以与上面描述的用于绕过相应的热吸收交换器108的操作的示范三通热吸收阀116基本上相同的方式构造。

[0043] 例如取决于飞机、发动机、和/或大气条件,冰可倾向于形成在涡轮风扇发动机10和/或飞机的各种构件的表面上。因此,如将在下面更详细地解释的,参照图3和图4和5,在至少某些示范实施例中,表面热交换模块136可构造为除冰模块,该除冰模块包括一个或多个热交换器,用于集成到涡轮风扇发动机10和/或飞机的一个或多个构件的表面中。特别地,与热管理系统一起包括表面热交换/除冰模块可起到对飞机和/或涡轮风扇发动机的某些构件进行除冰或加热,以及从流动通过热管理系统的热输送总线的热交换流体移除热量的双重作用。因此,此种构造可通过利用从飞机和/或发动机的一个或多个其他构件/系统移除的废热来提供用于对涡轮风扇发动机和/或飞机的某些构件进行除冰的更有效的系统。

[0044] 然而,应理解的是,热管理系统100仅是作为示例提供的,且在其他示范实施例中,热管理系统100可以以任何其他适合的方式构造。例如,在其他示范实施例中,热管理系统

100可不依靠制冷循环操作,即,热管理系统100可不包括压缩机120或膨胀装置122中的一者或二者。此外,在其他示范实施例中,热管理系统100可不包括图2中描绘的某些其他构件,诸如燃料致冷器144。而且,在另外其他实施例中,热管理系统100可构造为专用表面热交换热管理系统。因此,在此种构造中,热管理系统可不包括与热输送总线102中的热交换流体热连通的一个或更多个热吸收交换器108,且作为代替,表面热交换模块136可构造为用于从热输送总线102中的热交换流体移除热量的主要手段。

[0045] 不具体参照任何附图,在本公开的一个示范实施例中,一个或更多个热源交换器106可包括蒸汽压缩系统(即,蒸汽压缩系统的冷凝器部分)和来自空气循环系统(其构造成从涡轮风扇发动机接收空气且冷却被提供到飞机的此种空气)的热交换器。在最热点处,空气循环系统热交换器、热输送总线100的下游可包括表面热交换模块136。来自热输送流体的热量的一部分可被通过表面热交换模块136转移。热输送总线100因而可包括多个热吸收交换器108,诸如发动机中间冷却器、RAM空气热交换器、和空气循环系统的冷空气输出。特别地,热输送总线100可额外地包括位于热源交换器106中的两个之间的热吸收交换器108(例如位于蒸汽压缩系统的冷凝器部分与来自空气循环系统的热交换器之间的燃料系统热交换器)。

[0046] 现在参照图3,提供了根据本公开的另一示范实施例的热管理系统100。图3中示意地绘出的示范热管理系统100可以以与在上面参照图2描述的示范热管理系统100基本上相同的方式构造。在图3中使用类似的数字以标识与图2的热管理系统100相同或类似的构件。

[0047] 对于图3的实施例,热管理系统100并入飞机10中且至少部分地并入燃气涡轮发动机中。图3中描绘的示范飞机200大体上限定延伸穿过其的纵向中心线202、侧向方向L、前端204、和后端206。而且,飞机200包括机身208和一对机翼210,机身208从飞机200的前端202纵向地延伸到飞机200的后端204。此种机翼210中的第一个从机身208的左舷侧212相对于纵向中心线14侧向向外延伸,且此种机翼210中的第二个从机身208的右舷侧214相对于纵向中心线14侧向向外延伸。所描绘的示范实施例的机翼210中的各个包括前缘216和后缘218。飞机200还包括具有用于偏航控制的方向舵襟翼的竖直稳定器220,和各自具有用于俯仰控制的升降舵襟翼的一对水平稳定器222。机身208还包括外表面224。然而,应理解的是,在本公开的其他示范实施例中,飞机200可额外地或备选地包括可以或者可以不正好沿竖直方向或侧向方向L延伸的任何其他适合的稳定器构造。

[0048] 图3的示范飞机200包括一对飞机发动机,飞机发动机中的至少一个安装于该对机翼210中的各个。对于所描绘的实施例,飞机发机构造为各自以机翼下构造悬吊在机翼210下方的第一涡轮风扇喷气发动机226和第二涡轮风扇喷气发动机228。

[0049] 而且,如所陈述的,图3的热管理系统100集成到示范飞机200和/或涡轮风扇发动机226、228中。与在上面参照图2描述的示范热管理系统100一样,示范热管理系统100包括热输送总线102以及泵104,热输送总线102具有流动穿过其的热交换流体,泵104用于在热输送总线102中生成热交换流体流。此外,示范热管理系统100包括一个或更多个热源交换器106和一个或更多个热吸收交换器108。一个或更多个热源交换器106与热输送总线102中的热交换流体热连通,且一个或更多个热吸收交换器108与热输送总线102中的热交换流体持久地或选择性地热连通。

[0050] 此外,对于图3的示范热管理系统100,一个或更多个热吸收交换器108沿热输送总

线102定位在一个或多个热源交换器106下游的部位处。应理解的是,图3的热管理系统100是示意地描绘的,且一个或多个热源交换器106和/或一个或多个热吸收交换器108可安装在飞机200和/或涡轮风扇发动机226、228内的任何部位处。例如,在图3的示范实施例中,热源交换器106中的一个或多个可位于涡轮风扇发动机226中,且热源交换器106中的一个或多个可位于飞机200内的其他地方。类似地,热吸收交换器108中的一个或多个可位于涡轮风扇发动机226中,且热吸收交换器108中的一个或多个可位于飞机200内的其他地方。

[0051] 如图3中还描绘的,热管理系统100包括表面热交换模块136,表面热交换模块136包括一个或多个热交换器238(用虚线绘出)以用于对飞机200和/或涡轮风扇发动机226、228的某些构件提供热量。表面热交换模块136可构造成用于对飞机200的某些表面进行除冰或者简单地加热飞机200的某些表面。

[0052] 现在参照图4和5,提供了根据本公开的示范实施例的热管理系统100的表面热交换模块136。更具体而言,图4提供具有并入其中的热管理系统100的示范表面热交换模块136的飞机200的左舷侧212的立体图,且图5提供具有并入其中的热管理系统100的示范表面热交换模块136的图4的示范飞机200的涡轮风扇发动机226的侧视、示意图。特别地,尽管在图4和5中未描绘,但所描绘的示范表面热交换模块136并入热管理系统100中,诸如在上面参照图2和/或图3描述的热管理系统100。

[0053] 而且,图4的示范飞机200可以以与在上面参照图3描述的示范飞机200基本上相同的方式构造。例如,飞机200大体上包括机身208和一对机翼210。该对机翼210中的第一个从飞机200的右舷侧214(未示出)侧向向外延伸,且该对机翼210中的第二个从飞机200的相反的左舷侧214侧向向外延伸。飞机200可包括安装在该对机翼210中的各个下方的一个或多个飞机发动机。对于所描绘的实施例,飞机200包括安装在从飞机200的左舷侧212向外延伸的机翼210下方的涡轮风扇发动机226。

[0054] 现在具体参照图5,示范涡轮风扇发动机226大体上限定轴向方向A(与用于参考而提供的纵向中心线12平行地延伸)、径向方向R、和周向方向(未示出)。图5中描绘的涡轮风扇发动机226可以以与在上面参照图1描述的示范涡轮风扇发动机10基本上相同的方式构造。因此,相同或类似的数字可指相同或类似的构件。

[0055] 示范涡轮风扇发动机226大体上包括风扇区段14和配置在风扇区段14下游的核心涡轮发动机16。所描绘的示范核心涡轮发动机16大体上包括基本上管状的外壳体18,该外壳体18限定环形进口20。外壳体18以串联流动的关系包围压缩机区段、燃烧区段26、涡轮区段、和喷气排气喷嘴区段32。一对轴34、36将压缩机区段驱动地联接于涡轮区段。

[0056] 对于所描绘的实施例,风扇区段14包括风扇38,该风扇38具有以间隔开的方式联接于转子盘42的多个风扇叶片40。盘42由可旋转前毂48覆盖,该前毂48空气动力地形成轮廓,以促进穿过多个风扇叶片40的空气流。此外,示范风扇区段14包括环形风扇壳体或外机舱50,环形风扇壳体或外机舱50周向地围绕风扇38和/或核心涡轮发动机16的至少一部分。外机舱50可大体上包括定位在机舱50的前端处限定涡轮风扇发动机226的进口60的前部罩230、和定位在前部罩230后方且围绕风扇38延伸/包围风扇38的风扇罩232。

[0057] 在涡轮风扇发动机226的操作期间,一定体积的空气58穿过机舱50和/或风扇区段14的进口60进入涡轮风扇10。在该体积的空气58行进跨过风扇叶片40时,由箭头62指示的

空气58的第一部分被引导或发送到旁通空气流通道56中,且由箭头64指示的空气58的第二部分被引导或发送到核心空气流动路径37中。该体积的空气58被分流器234分离成空气的第一和第二部分62、64,分离器234围绕进口20延伸到核心空气流动路径37。此外,一个或更多个进口引导静叶236定位在核心空气流动路径37的前端处,接近进口20,来以期望的方式通过核心空气流动路径37引导空气的第二流64。

[0058] 仍参照图4和5,如所陈述的,根据本公开示范实施例,所描绘的示范表面热交换模块136被并入热管理系统100中。因此,示范表面热交换模块136可在热管理系统100的一个或更多个热源交换器106下游的部位处与热输送总线102中的热交换流体热连通。表面热交换模块136可因此构造成用于将热量从热转移流体转移到飞机200的涡轮风扇发动机226的一个或更多个构件的表面。更具体而言,示范表面热交换模块136包括多个热交换器238,这多个热交换器238用于集成到飞机200的一个或更多个构件的表面中,通过多个导管239连接。例如,具体参照图4,所描绘的示范表面热交换模块136包括多个热交换器238,这多个热交换器238集成到飞机200的机翼210的外侧表面240和飞机200的机身208的外侧表面224中。更具体而言,所描绘的示范表面热交换模块136包括一个或更多个热交换器238,这一个或更多个热交换器238在飞机200的左舷侧212上在机翼210的前缘216处集成到机翼210的表面240中,在飞机200的左舷侧212上在机翼210的后缘218处集成在机翼210的表面240中,且集成在飞机200的机身208的表面224中。然而,在其他实施例中,示范表面热交换模块136可包括一个或更多个热交换器238,这一个或更多个热交换器238集成到飞机200的任何其他构件的表面中,该任何其他构件诸如飞机200的前部锥体(在飞机200的前端204处)、或飞机200的一个或更多个稳定器(诸如竖直稳定器220或水平稳定器222)。备选地,表面热交换模块136可不包括图4中描绘的热交换器238中的一个或更多个。

[0059] 而且,示范表面热交换模块136包括多个热交换器238,这多个热交换器238用于集成到示范涡轮风扇发动机226的一个或更多个构件的表面中。例如,具体参照图5,示范表面热交换模块136包括多个热交换器238,这多个热交换器238集成到涡轮风扇发动机226的前部罩230、涡轮风扇发动机226的风扇罩232、涡轮风扇发动机226的进口引导静叶236中的至少一个、涡轮风扇发动机226的分流器234、和涡轮风扇发动机226的可旋转前毂48的表面中。然而,在其他示范实施例中,表面热交换模块136可包括一个或更多个热交换器238,这一个或更多个热交换器238集成到涡轮风扇发动机226的任何其他适合的表面中,或者备选地,表面热交换模块136可不包括图4和5中描绘的多个热交换器238中的一个或更多个。

[0060] 集成到涡轮风扇发动机226和/或飞机200的各种构件的表面中的多个热交换器238可构造成用于移除一定量的冰或者防止在相应表面上形成一定量的冰。因此,表面热交换模块136可构造为除冰模块。然而,在其他示范实施例中,表面热交换模块136可额外地包括一个或更多个热交换器,该一个或更多个热交换器集成到各种其他表面中,以用于加热此种表面,而不管是否担心结冰。例如,表面热交换模块136可包括一个或更多个热交换器,这一个或更多个热交换器构造为例如用于一个或更多个出口引导静叶、风扇管道等的表面热交换器。

[0061] 而且,集成到涡轮风扇发动机226和/或飞机200的各种构件的表面中的多个热交换器238可以以任何适合的方式构造成用于将热量从热交换流体转移至此种表面。例如,在某些示范实施例中,多个热交换器238中的一个或更多个可包括导管,该导管延伸到待除冰

的构件的外侧表面附近,使得来自流动穿过其的热交换流体的一定量的热量转移至此种表面。备选地,多个热交换器238中的一个或更多可包括中间材料,该中间材料构造成将热量从流体转移至待除冰的构件的表面。仍备选地,在其他示范实施例中,多个热交换器238中的一个或更多可集成到形成待除冰的构件的表面的材料中。

[0062] 在某些示范实施例中,表面热交换模块136可构造为闭合环路,该闭合环路构造成将热量从(流动穿过热管理系统100的热转移总线102的)热转移流体转移至分开的表面热交换模块流体。除冰模块流体然后可流动穿过通过导管239而连接的热交换器238,以对飞机200和/或燃气涡轮发动机的各种构件的期望表面提供热量。备选地,在其他实施例中,表面热交换模块136可构造接收(流动穿过热管理系统100的热转移总线102的)热转移流体的流,且使此种热转移流体流至构造成对飞机200和/或燃气涡轮发动机的各种构件的表面提供一定量的热量的各种热交换器238。在此种示范实施例中,多个导管239可构造为热管理系统100的热输送总线102的部分。

[0063] 包括具有根据本公开的示范实施例的表面热交换模块的热管理系统的燃气涡轮发动机和/或飞机可更有效率地执行冰预防/移除供能。更具体而言,利用液体对飞机和/或燃气涡轮发动机的各种构件进行除冰可更有效率地对此种构件提供热量(与利用放出空气相比)。此外,利用来自根据本公开的示范实施例的热管理系统的能量可通过利用废热执行在其他情况下可能需要额外能量支出的功能来提高燃气涡轮发动机和/或飞机的整体效率。

[0064] 尽管未绘出,但在某些示范实施例中,飞机发动机中的一个或更多可具有专用热输送系统,且飞机发动机中的一个或更多安装在其中的飞机也可具有专用热输送系统。在此种示范实施例中,热输送系统可包括公共热交换器,通过该公共热交换器,两个系统可对接且交换热量。因此,在此种示范实施例的情况下,发动机热输送系统可对飞机热输送系统卸载一定量的热量,且反之亦然。

[0065] 本书面说明使用示例以公开本发明,包括最佳实施方式,并且还使任何本领域技术人员能够实践本发明,包括制造并且使用任何设备或系统并且实行任何合并的方法。本发明的可取得专利的范围由权利要求限定,并且可包含本领域人员想到的其他示例。如果这种其他示例具有不与权利要求的文字语言不同的结构元件,或如果它们包括与权利要求的文字语言无显著差别的等同结构元件,则它们意图在权利要求的范围内。

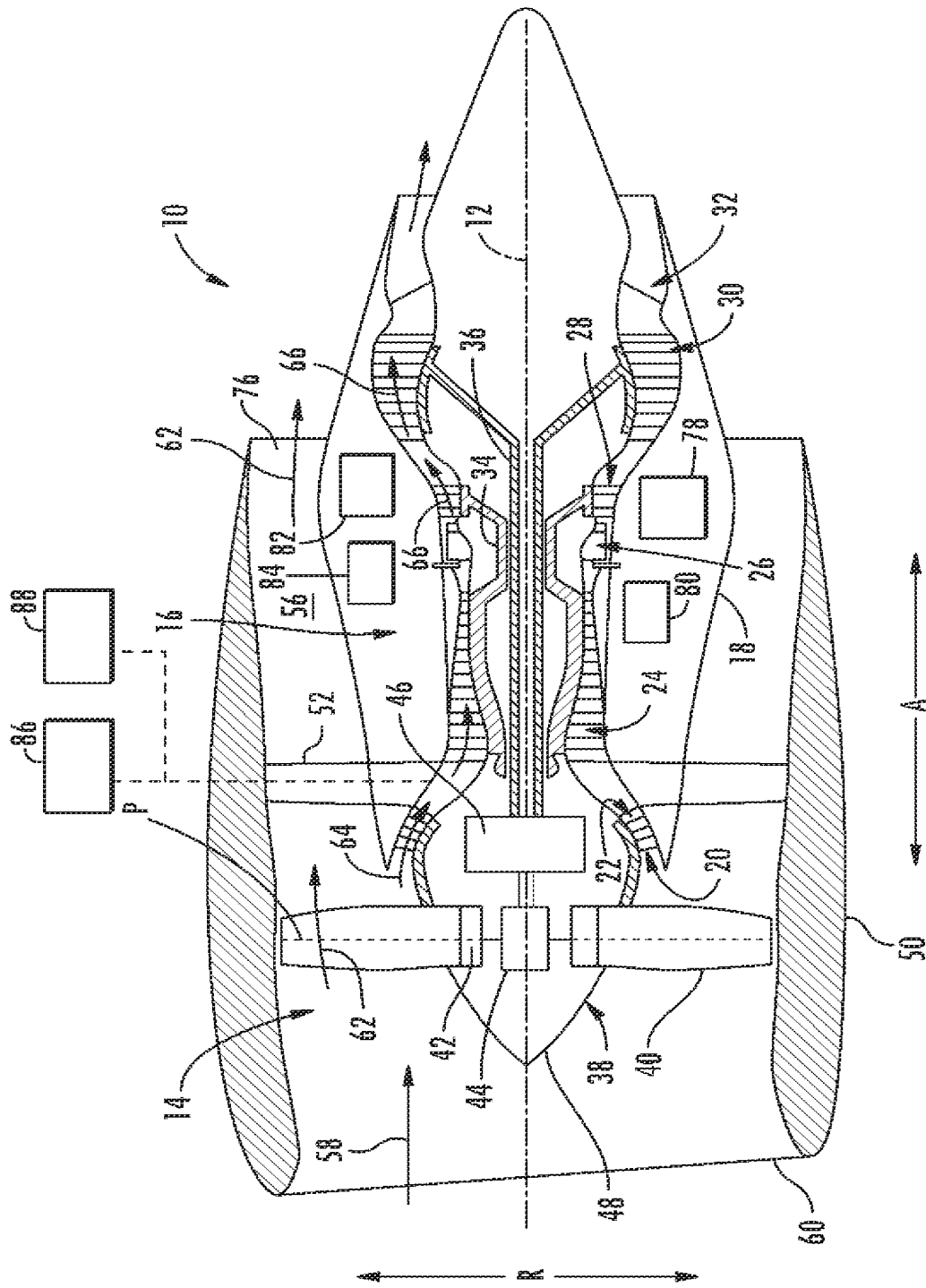


图 1

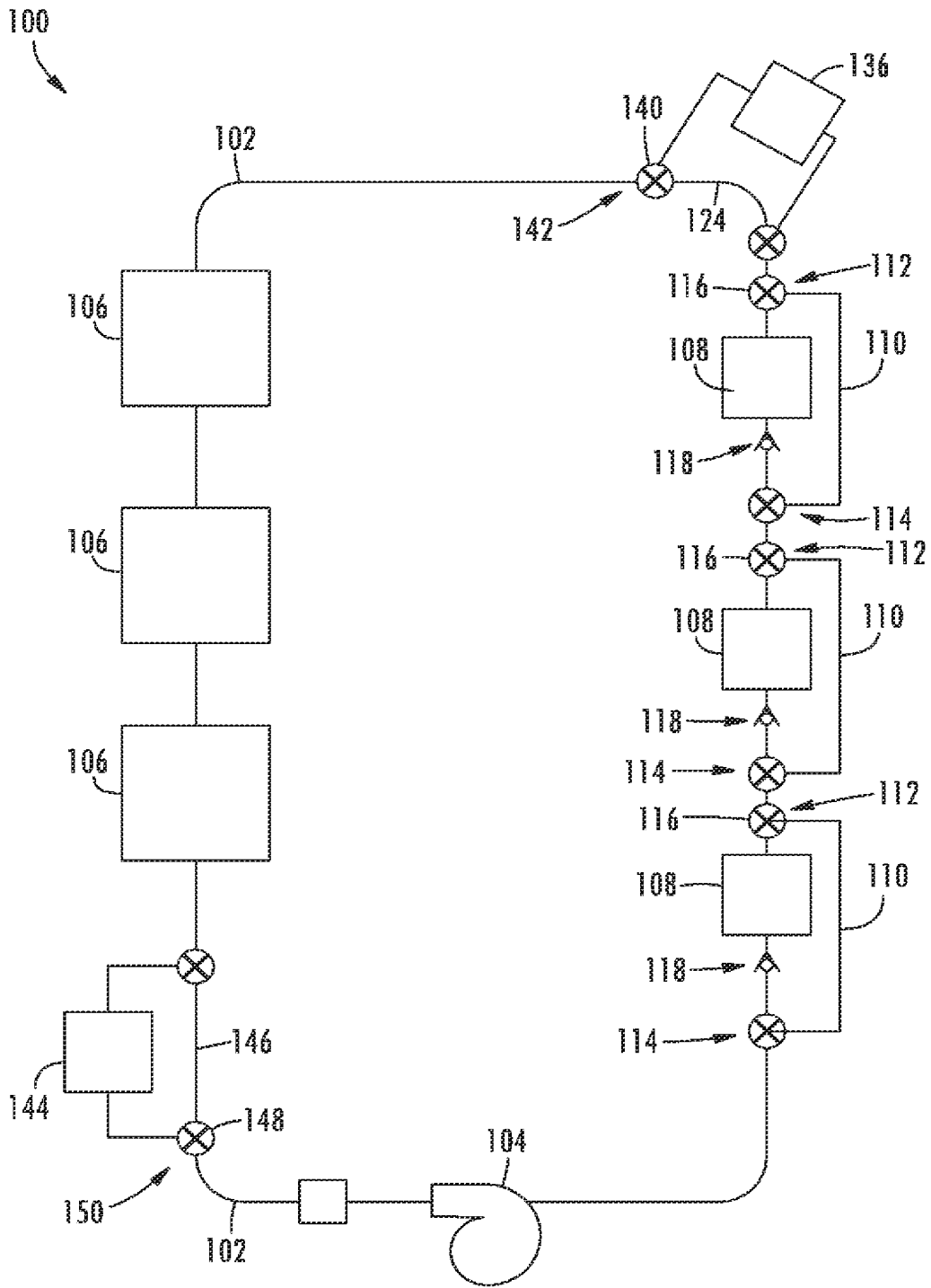


图 2

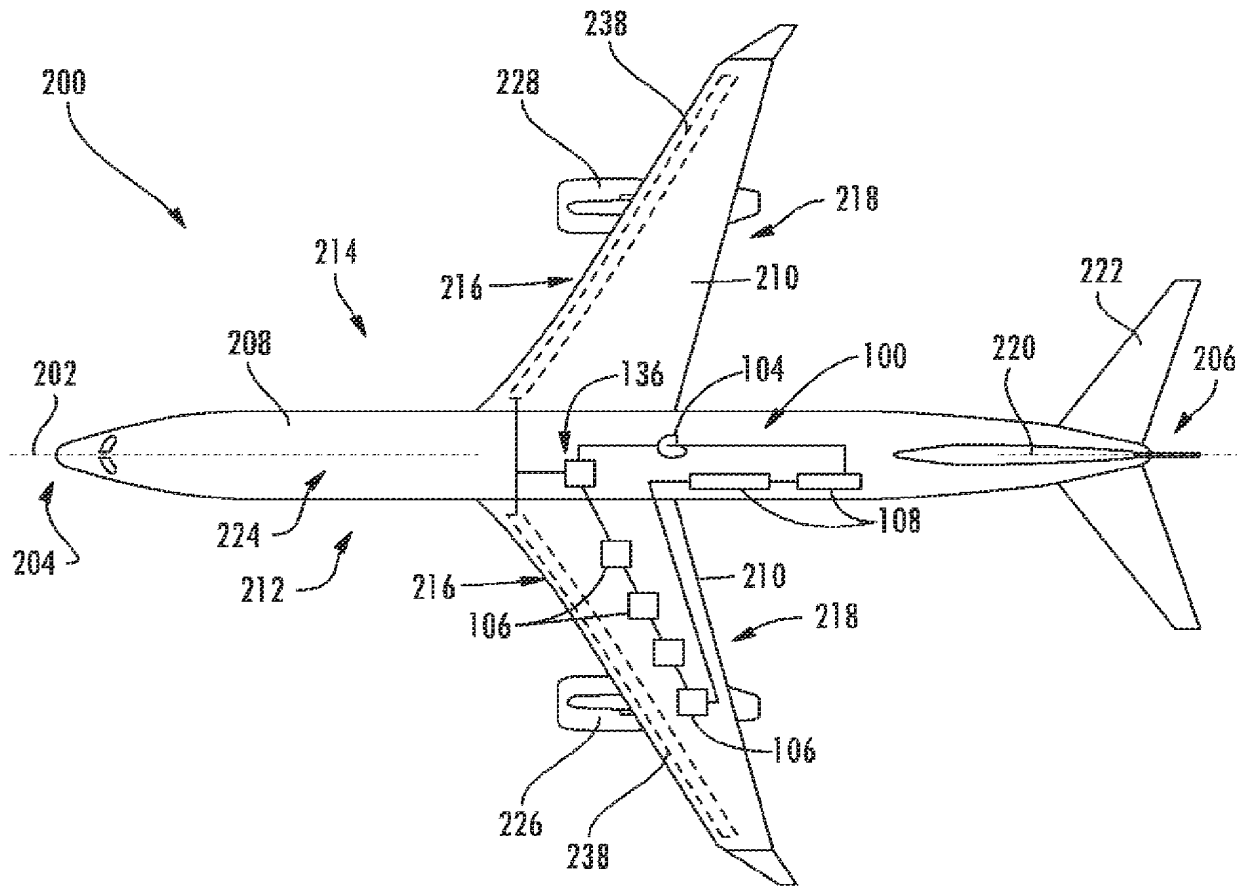


图 3

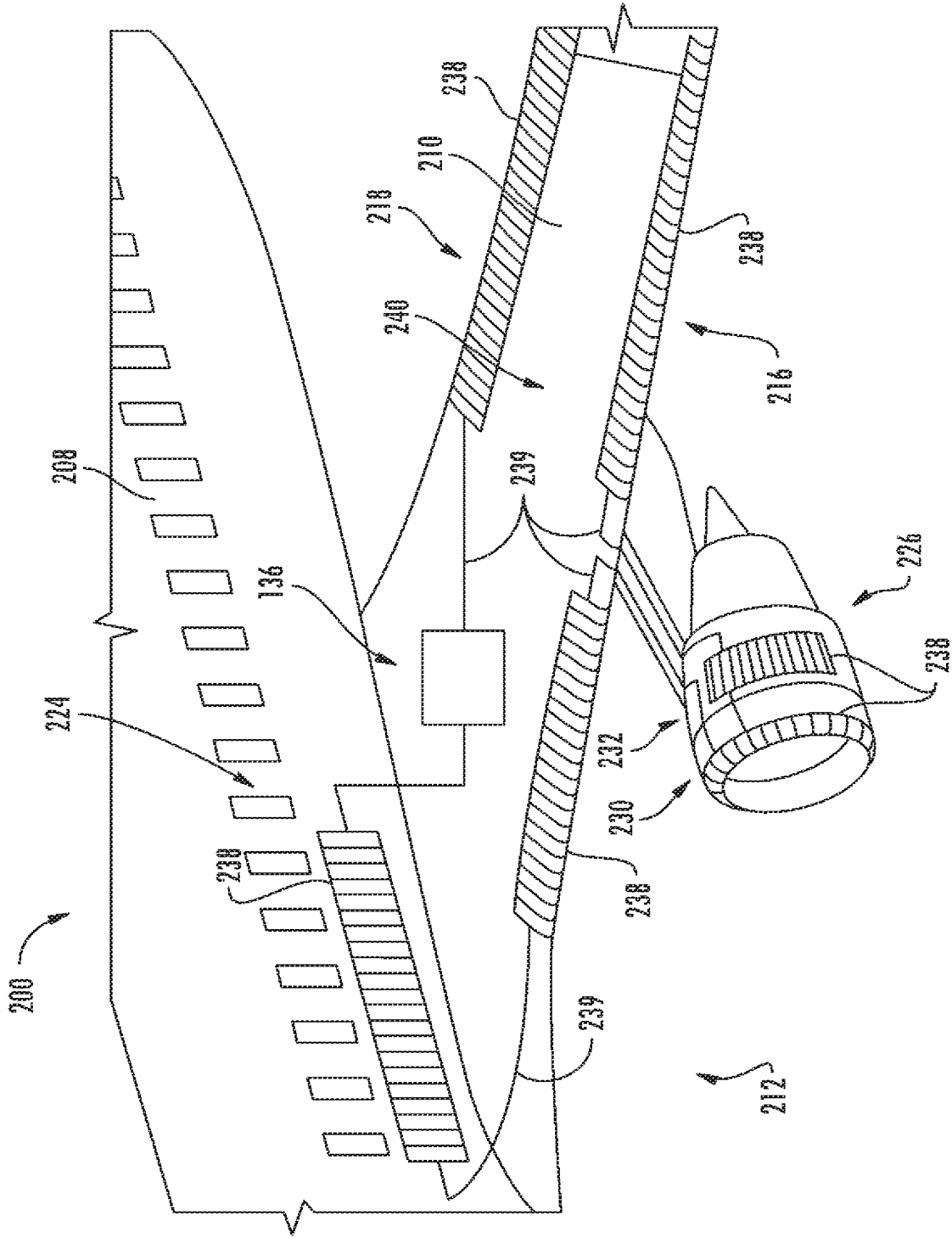


图 4

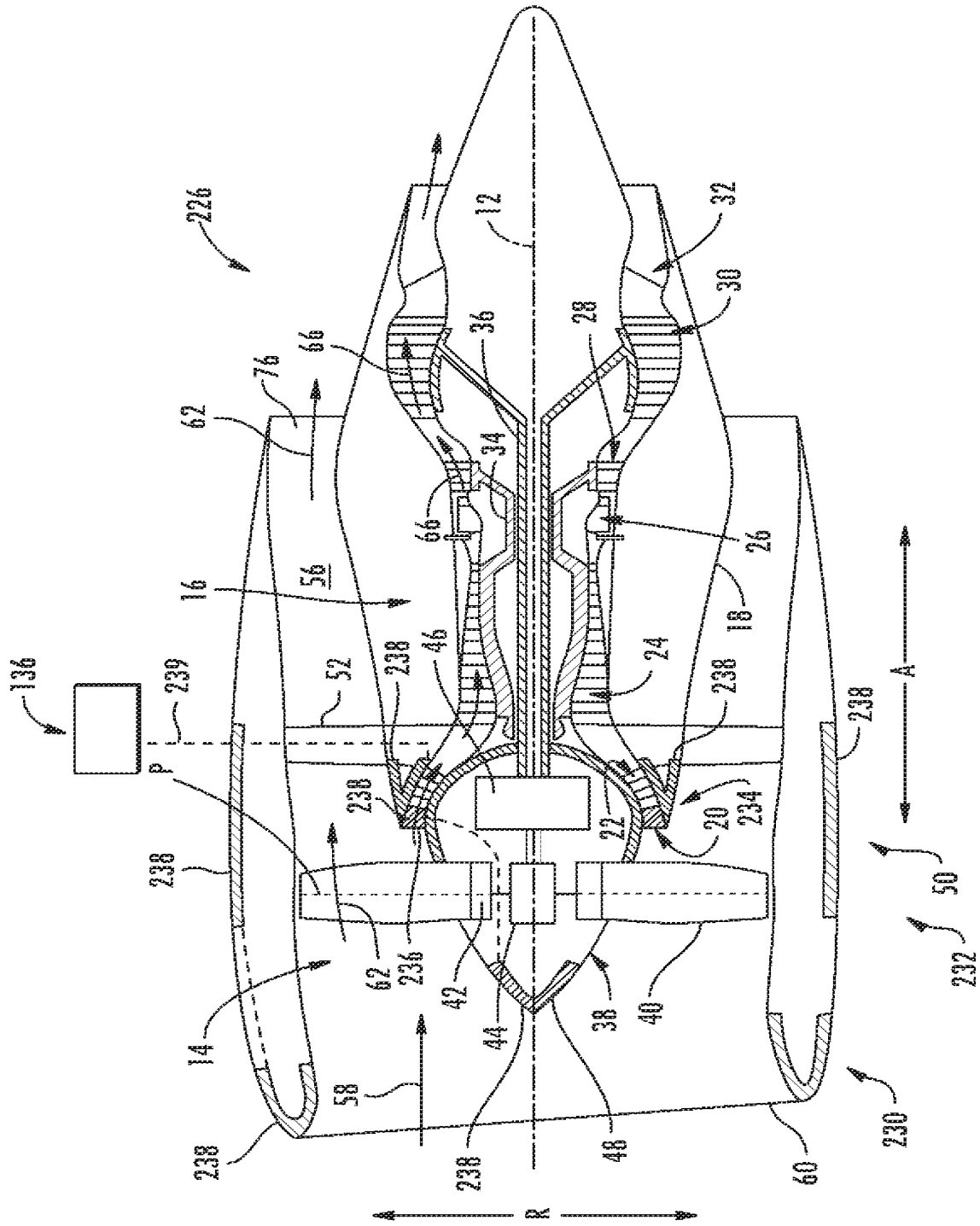


图 5