



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118205714 A

(43) 申请公布日 2024. 06. 18

(21) 申请号 202410067440.2

(22) 申请日 2024.01.17

(71) 申请人 中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心

地址 102200 北京市昌平区英才北一街3号院

申请人 中国商用飞机有限责任公司

(72) 发明人 谢良 李澎 何旭楠 冯韵 回彦年 张璐

(74) 专利代理机构 泰和泰律师事务所 51219 专利代理师 范相玉

(51) Int. Cl.

B64D 33/08 (2006.01)

B64D 37/34 (2006.01)

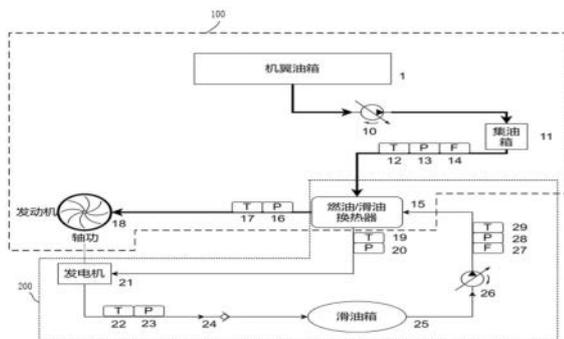
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

一种混合动力飞机换热回路及换热系统

(57) 摘要

本申请提供了一种混合动力飞机换热回路及换热系统,涉及飞机热管理技术领域,用于将冷量传输至所需的散热设备,实现设备散热并保证飞机系统设备的稳定安全运行。该换热回路包括:冷边流路和热边流路;所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;所述冷边流路由依次连接的机翼油箱、第一电驱动泵、集油箱、混合液换热器、发动机组成;所述热边流路由依次首位连接的滑油箱、第二电驱动泵、混合液换热器、发电机组成;其中,所述冷边流路用于通过所述第一电驱动泵的驱动实现所述机翼油箱中燃油的循环,所述热边流路用于通过所述第二电驱动泵的驱动实现滑油箱中滑油的循环。



1. 一种混合动力飞机换热回路,其特征在于,所述换热回路包括:冷边流路和热边流路;所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;

所述冷边流路由依次连接的机翼油箱、第一电驱动泵、集油箱、混合液换热器、发动机组成;所述热边流路由依次首位连接的滑油箱、第二电驱动泵、混合液换热器、发电机组成;

其中,所述冷边流路用于通过所述第一电驱动泵的驱动实现所述机翼油箱中燃油的循环,所述热边流路用于通过所述第二电驱动泵的驱动实现滑油箱中滑油的循环。

2. 根据权利要求1所述的换热回路,其特征在于,所述混合液换热器所在的冷边流路中冷边流体为所述机翼油箱流入的燃油,所述第一电驱动泵将所述机翼油箱的燃油送至所述集油箱后,流入所述混合液换热器中的冷边流道,经换热后为所述发动机供油。

3. 根据权利要求2所述的换热回路,其特征在于,所述集油箱和所述混合液换热器之间设置有第一温度传感器、第一压力传感器;所述混合液换热器和所述发动机之前设置有第二温度传感器、第二压力传感器;

所述第一温度传感器、所述第二温度传感器用于分别测量所述燃油进出所述混合液换热器的燃油温度;

所述第一压力传感器、所述第二压力传感器用于分别测量所述燃油进出所述混合液换热器的燃油压力。

4. 根据权利要求1所述的换热回路,其特征在于,所述混合液换热器所在的热边流路中热边流体为所述滑油箱中的滑油,所述第二电驱动泵驱动所述滑油在所述混合液换热器的热边流道中流动,经换热后流入所述发电机为其散热,经单向阀后回流入所述滑油箱。

5. 根据权利要求4所述的换热回路,其特征在于,所述第二电驱动泵和所述混合液换热器之间设置有温度传感器和压力传感器,所述混合液换热器和所述发电机之间设置有温度传感器和压力传感器,所述发电机和所述滑油箱之间设置有温度传感器和压力传感器。

6. 根据权利要求3或5所述的换热回路,其特征在于,所述冷边流路和所述热边流路中分别设置有第一质量流量传感器、第二质量流量传感器,所述第一质量流量传感器用于测量所述冷边流路中燃油的质量流量,所述第二质量流量传感器用于测量所述热边流路中滑油的质量流量。

7. 根据权利要求6所述的换热回路,其特征在于,所述换热回路还包括:热管理控制器,所述热管理控制器用于获取温度传感器、压力传感器以及质量流量传感器传输的传感器数据,并根据所述传感器数据控制所述第一电驱动泵、所述第二电驱动泵。

8. 一种混合动力飞机换热系统,其特征在于,所述换热系统包括第一换热回路、第二换热回路以及权利要求1-7任一项所述的混合动力飞机换热回路;

所述第一换热回路通过所述混合动力飞机换热回路中的机翼油箱连接,所述第二换热回路通过所述第一换热回路中的储油箱连接。

9. 根据权利要求8所述的换热系统,其特征在于,所述第一换热回路包括:冷边流路和热边流路;所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;

所述冷边流路由首尾依次连接的所述混合液换热器、机翼油箱以及第一电驱动泵组成;所述热边流路由首尾依次连接的所述混合液换热器、储液箱、第二电驱动泵、DC/DC变换器以及推进电机控制器组成;

其中,所述冷边流路通过所述第一电驱动泵的驱动实现冷边燃油循环,所述热边流路

通过所述第二电驱动泵的驱动实现热边燃油循环。

10. 根据权利要求8所述的换热系统,其特征在于,所述第二换热回路包括:冷边流路和热边流路;所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;

所述冷边流路由依次连接的冲压空气进气口、所述混合液换热器、冲压空气出口组成;所述热边流路由首尾依次连接的所述混合液换热器、换热支路、储液箱组成;

其中,所述冷边流路用于实现冲压空气的循环,所述热边流路用于通过所述换热支路中的电驱动泵的驱动实现所述储液箱中流出的混合液循环。

一种混合动力飞机换热回路及换热系统

技术领域

[0001] 本申请涉及飞机热管理技术领域,尤其涉及一种混合动力飞机换热回路及换热系统。

背景技术

[0002] 随着民用飞机混合动力技术的发展,混合动力架构下全机的发热功率显著增大,因此需要开发适用于混合动力飞机综合热管理系统,并寻找新的热沉以满足飞机的散热需求。当前民机上的可用热沉主要以冲压空气为主,燃油本身具有较大的热容量储备,可作为散热热沉之一,且几乎不会给飞机带来燃油代偿损失,因此需要合理的利用冲压空气、燃油等热沉,设计混合动力飞机的热管理系统。

[0003] 在军用飞机领域,存在一些针对发动机燃油作为热沉的热管理系统或方法,使用气液换热器、气气换热器的技术解决方案或结构。但是,现阶段国内对于混合动力飞机的热管理技术研究较少,随着国内混合动力飞机相关技术的发展,大量的热设备需要散热,因此需要合理的利用飞机可用热沉并设计出相适配的热管理系统。

发明内容

[0004] 本申请实施例提供一种混合动力飞机换热回路及换热系统,用于将冷量传输至所需的散热设备,实现设备散热并保证飞机系统设备的稳定安全运行。

[0005] 本发明实施例提供一种混合动力飞机换热回路,所述换热回路包括:冷边流路和热边流路,所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;

[0006] 所述冷边流路由依次连接的机翼油箱、第一电驱动泵、集油箱、混合液换热器、发动机组成;所述热边流路由依次首位连接的滑油箱、第二电驱动泵、混合液换热器、发电机组成;

[0007] 其中,所述冷边流路用于通过所述第一电驱动泵的驱动实现所述机翼油箱中燃油的循环,所述热边流路用于通过所述第二电驱动泵的驱动实现滑油箱中滑油的循环。

[0008] 本发明实施例提供一种混合动力飞机换热系统,所述换热系统包括第一换热回路、第二换热回路以及上述的混合动力飞机换热回路;

[0009] 所述第一换热回路通过所述混合动力飞机换热回路中的机翼油箱连接,所述第二换热回路通过所述第一换热回路中的储油箱连接。

[0010] 本发明提供一种混合动力飞机换热回路,该换热回路包括:冷边流路和热边流路;所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;所述冷边流路由依次连接的机翼油箱、第一电驱动泵、集油箱、混合液换热器、发动机组成;所述热边流路由依次首位连接的滑油箱、第二电驱动泵、混合液换热器、发电机组成;其中,所述冷边流路用于通过所述第一电驱动泵的驱动实现所述机翼油箱中燃油的循环,所述热边流路用于通过所述第二电驱动泵的驱动实现滑油箱中滑油的循环。本申请发电机使用了滑油作为散热介质,同时提取了发动机用油的冷量,充分利用了燃油与滑油热沉对热负载设备进行散热,实现设备散

热并保证飞机系统设备的稳定安全运行。

附图说明

- [0011] 图1为本申请提供的一种混合动力飞机换热回路的结构图；
- [0012] 图2为本申请提供的一种控制架构图；
- [0013] 图3为本申请提供的一种混合动力飞机换热系统的结构图；
- [0014] 图4为本申请提供的一种第一换热回路的结构图；
- [0015] 图5为本申请提供的一种第二换热回路的结构图。

具体实施方式

[0016] 为了更好的理解上述技术方案,下面通过附图以及具体实施例对本申请实施例的技术方案做详细的说明,应当理解本申请实施例以及实施例中的具体特征是对本申请实施例技术方案的详细的说明,而不是对本申请技术方案的限定,在不冲突的情况下,本申请实施例以及实施例中的技术特征可以相互组合。

[0017] 请参阅图1,为本发明实施例提供的一种混合动力飞机换热回路,所述换热回路包括:冷边流路(100)和热边流路(200);所述冷边流路(100)和所述热边流路(200)通过共用的混合液换热器(15)连接;

[0018] 所述冷边流路(100)由依次连接的机翼油箱(1)、第一电驱动泵(10)、集油箱(11)、混合液换热器(15)、发动机(18)组成;所述热边流路(200)由依次首位连接的滑油箱(25)、第二电驱动泵(26)、混合液换热器(15)、发电机(21)组成;其中,所述冷边流路(100)用于通过第一电驱动泵(10)的驱动实现所述机翼油箱(1)中燃油的循环,所述热边流路(200)用于通过第二电驱动泵(26)的驱动实现滑油箱(25)中滑油的循环。

[0019] 在本申请提供的一个实施例中,所述混合液换热器(15)所在的冷边流路(100)中冷边流体为所述机翼油箱(1)流入的燃油,所述第一电驱动泵(10)将所述机翼油箱(1)的燃油送至所述集油箱(11)后,流入所述混合液换热器(15)中的冷边流道,经换热后为所述发动机(18)供油。

[0020] 所述集油箱(11)和所述混合液换热器(15)之间设置有第一温度传感器(12)、第一压力传感器(13);所述混合液换热器(15)和所述发动机之前设置有第二温度传感器(17)、第二压力传感器(16);所述第一温度传感器(12)、所述第二温度传感器(17)用于分别测量所述燃油进出所述混合液换热器(15)的燃油温度;所述第一压力传感器(13)、所述第二压力传感器(16)用于分别测量所述燃油进出所述混合液换热器(15)的燃油压力。

[0021] 在本申请提供的一个实施例中,所述混合液换热器(15)所在的热边流路(200)中热边流体为所述滑油箱(25)中的滑油,所述第二电驱动泵驱动(26)所述滑油在所述混合液换热器(15)的热边流道中流动,经换热后流入所述发电机(21)为其散热,经单向阀(24)后回流入所述滑油箱(25)。

[0022] 所述第二电驱动泵(26)和所述混合液换热器(15)之间设置有温度传感器(29)和压力传感器(28),所述混合液换热器(15)和所述发电机(21)之间设置有温度传感器(19)和压力传感器(20),所述发电机(21)和所述滑油箱(25)之间设置有温度传感器(22)和压力传感器(23)。其中,温度传感器(29、19)分别测量燃油/滑油换热器(15)的热边流道进出口温

度;压力传感器(28、20)分别测量燃油/滑油换热器(15)的热边流道进出口压力;温度传感器(22)、压力传感器(23)、流量传感器(27)分别测量发电机(21)后的滑油温度、压力及回路流量。

[0023] 所述冷边流路(100)和所述热边流路(200)中分别设置有第一质量流量传感器(14)、第二质量流量传感器(27),所述第一质量流量传感器(14)用于测量所述冷边流路(100)中燃油的质量流量,所述第二质量流量传感器(27)用于测量所述热边流路(200)中滑油的质量流量。

[0024] 在本申请提供的一个可选实施例中,本实施例中的换热回路还包括:热管理控制器。如图2为本实施例提供的一种控制架构图,本实施例中的热管理控制器用于获取温度传感器、压力传感器以及质量流量传感器传输的传感器数据,并根据所述传感器数据控制所述第一电驱动泵(10)、所述第二电驱动泵(26)。

[0025] 如图1所示,换热回路使用了发动机(18)运行时所供燃油的热沉为发电机(21)提供散热,实现了发动机18所供燃油热沉的提取,提高了燃油热沉的利用效率。第一电驱动泵(10)驱动燃油进入集油箱(11)后,经混合液换热器(15)将燃油冷量传递至发电机(21)冷却回路中。温度传感器(17)监测发动机(18)供油实时温度 T_{17} ,热管理控制器(80)始终控制第二电驱动泵(26),使 $T_{\text{发动机供油}} - T_{17} < 3^{\circ}\text{C}$,防止发动机(18)供油温度超过限制,保证发动机(18)安全稳定运行。压力传感器(13、16)测量燃油/滑油换热器(15)燃油回路的实时压力与流阻,流量传感器(14)测量燃油供油实时流量;压力传感器(28、20)测量燃油/滑油换热器(15)滑油回路的实时压力与流阻,流量传感器(27)用于测量滑油实时循环流量。温度传感器(19)测量发热设备发电机(21)的入口滑油温度 T_{19} ,当 T_{19} 数值增大或减小时,热管理控制器(80)调节电驱动泵(26)的运行功率以调节滑油回路中的流量。所有传感器数据实时上传至热管理控制器(80)用于电驱动泵(10、26)的调节与管路压力、流量、温度的监测。

[0026] 本实施例提供的一种混合动力飞机换热回路,该换热回路包括:冷边流路和热边流路;所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接;所述冷边流路由依次连接的机翼油箱、第一电驱动泵、集油箱、混合液换热器、发动机组成;所述热边流路由依次首位连接的滑油箱、第二电驱动泵、混合液换热器、发电机组成;其中,所述冷边流路用于通过所述第一电驱动泵的驱动实现所述机翼油箱中燃油的循环,所述热边流路用于通过所述第二电驱动泵的驱动实现滑油箱中滑油的循环。本申请发电机使用了滑油作为散热介质,同时提取了发动机用油的冷量,充分利用了燃油与滑油热沉对热负载设备进行散热,实现设备散热并保证飞机系统设备的稳定安全运行。

[0027] 请参阅图3,为本发明实施例提供的一种混合动力飞机换热系统,所述换热系统包括第一换热回路A、第二换热回路C以及上述的混合动力飞机换热回路B;所述第一换热回路A通过所述混合动力飞机换热回路B中的机翼油箱(1)连接,所述第二换热回路C通过所述第一换热回路A中的储油箱(31)连接。其中,第二换热回路C与第一换热回路A共用一个储液箱(31),以此实现冲压空气热沉冷量与机翼油箱燃油热沉冷量的共用,实现了混合动力飞机换热回路A中设备无法使用机翼油箱燃油热沉的情形下,使用冲压空气的热沉散热,提升了热管理系统的散热冗余性。

[0028] 请参阅图3和图4,为本发明实施例提供的一种第一换热回路,该第一换热回路包括冷边流路(100)和热边流路(200),所述冷边流路(100)和所述热边流路(200)通过共用的

混合液换热器(6)连接。其中,混合液换热器(6)为燃油/丙二醇水混合液换热器。

[0029] 所述冷边流路(100)由首尾依次连接的所述混合液换热器(6)、机翼油箱(1)以及第一电驱动泵(2)组成;所述热边流路(200)由首尾依次连接的所述混合液换热器(6)、储液箱(31)、第二电驱动泵(32)、DC/DC变换器(36)以及推进电机控制器(39)组成;所述冷边流路(100)通过所述第一电驱动泵(2)的驱动实现冷边燃油循环,所述热边流路(200)通过所述第二电驱动泵(32)的驱动实现热边燃油循环。

[0030] 在本申请提供的一个实施例中,所述混合液换热器(6)所在的冷边流路(100)中的冷边流体为所述机翼油箱(1)流出的燃油,燃油经所述第一电驱动泵(2)的驱动流入所述混合液换热器(6)的冷边流道中,经冷边流道后回流入所述机翼油箱(1),至此完成一轮冷边燃油循环。

[0031] 其中,所述冷边流路(100)中的第一电驱动泵(2)和混合液换热器(6)之间设置有第一温度传感器(3)、第一压力传感器(4),所述冷边流路(100)中的混合液换热器(6)和机翼油箱(1)之间设置有第二温度传感器(8)和第二压力传感器(7);所述第一温度传感器(3)、第二温度传感器(8)用于分别测量燃油进出所述冷边流道的燃油温度,第一压力传感器(4)、第二压力传感器(7)用于分别测量燃油进出所述冷边流道的燃油压力。所述冷边流路(100)中设置有第一质量流量传感器(5),所述第一质量流量传感器(5)用于测量所述冷边流路(100)中燃油的质量流量。

[0032] 具体如图4所示,燃油/丙二醇水混合液换热器(6)换热回路中的冷边流体为机翼油箱(1)流出的燃油,燃油经第一电驱动泵(2)驱动持续流入燃油/丙二醇水混合液换热器(6)冷边流道中,经冷边流道后流经单向阀(9)后回流入机翼油箱(1),至此完成一轮冷边燃油循环,冷边流路中温度传感器(3、8)分别测量冷边流道进出口燃油温度,压力传感器(4、7)分别测量冷边流道进这出口燃油压力,质量流量传感器(5)测量换热回路1冷边流路中燃油的质量流量。

[0033] 在本申请提供的一个实施例中,所述混合液换热器(6)所在的热边流路(200)中的热边流体为储液箱(31)流出的混合液,所述混合液经所述第二电驱动泵(32)驱动流入所述DC/DC变换器(36),经过所述推进电机控制器(39)后流入所述混合液换热器(6)的热边流道中,最后回流入所述储液箱(31),至此完成一轮热边燃油循环。所述热边流路(200)中设置有第二质量流量传感器(33),所述第二质量流量传感器(33)用于测量所述热边流路(200)中燃油的质量流量。

[0034] 其中,所述热边流路(200)中的第二电驱动泵(32)和DC/DC变换器(36)之间设置有第一温度传感器(35)和第一压力传感器(34),用于分别测量所述混合液流入所述DC/DC变换器前的混合液温度、混合液压力;所述热边流路(200)中的DC/DC变换器(36)和推进电机控制器(39)之间设置有第二温度传感器(38)和第二压力传感器(37),用于分别测量所述混合液流入所述推进电机控制器(39)前的混合液温度、混合液压力;所述热边流路(200)中的推进电机控制器(39)和混合液换热器(6)之间设有第三温度传感器(41)和第三压力传感器(40),用于分别测量所述混合液流入所述混合液换热器(6)前的混合液温度、混合液压力;所述热边流路(200)中的混合液换热器(6)和储液箱(31)之间设有第四温度传感器(76)和第四压力传感器(77),用于分别测量所述混合液流出所述混合液换热器(6)后的混合液温度、混合液压力。

[0035] 具体如图4所示,燃油/丙二醇水混合液换热器(6)换热回路中的热边流体为储液箱(31)流出的丙二醇水混合液(体积比4比6),混合液经电驱动泵(32)驱动流入DC/DC变换器(36),经过推进电机控制器(39)后流入燃油/丙二醇水混合液换热器(6)热边流道中,最后经单向阀(30)后回流至储液箱(31),热边流路中温度传感器(35、38、41、76)分别测量DC/DC变换器(36)前、推进电机控制器(39)前、燃油/丙二醇水混合液换热器(6)热边流道入口前、燃油/丙二醇水混合液换热器(6)热边流道出口的混合液温度,压力传感器(34、37、40、77)分别测量DC/DC变换器(36)前、推进电机控制器(39)前、燃油/丙二醇水混合液换热器(6)热边流道入口前、燃油/丙二醇水混合液换热器(6)热边流道出口的混合液压力,质量流量传感器(33)测量热边流路中混合液质量流量。

[0036] 在本申请提供的一个可选实施例中,本实施例中的第一换热回路还包括:热管理控制器。如图2为本实施例提供的一种控制架构图,本实施例中的热管理控制器用于获取温度传感器、压力传感器以及质量流量传感器传输的传感器数据,并根据所述传感器数据控制图4中的第一电驱动泵(2)、所述第二电驱动泵(32)的驱动。

[0037] 如图4所示,在机翼油箱(1)上增加一个环路,通过第一电驱动泵(2)使燃油经换热器(6)持续流动,将机翼油箱(1)中燃油的冷量持续传输至推进电机控制器(39)的用冷回路中,当温度传感器(8)的温度 T_8 超过机翼油箱燃油最大限制油温 $T_{wingfuel}$ 时,第一电驱动泵(2)自动停止运行,防止机翼燃油超温;第二电驱动泵(32)使储液箱(31)中的冷却液持续流动,并为发热设备散热,温度传感器(35、38、41、76)持续监测实时运行温度并上传至热管理控制器(80),根据回路中推进电机控制器(39)与DC/DC变换器(36)实际发热功率动态调节,当推进电机控制器(39)与DC/DC变换器(36)实际发热功率增大或减小时,温度传感器(38、41)分别将温度数据 T_{38} 、 T_{41} 传至热管理控制器(80),热管理控制器(80)根据 T_{38} 、 T_{41} 的温度值要求增大或减小第二电驱动泵(32)的运行功率,以调节换热回路中储液箱(31)回路的流量。

[0038] 在换热回路中,压力传感器(4、7)用于监测燃油/丙二醇换热器(6)燃油回路中的流阻损失及燃油回路中的实时压力值,实时压力值将传输至热管理控制器(80)用于监测,当压力传感器(7)的压力值超过最大油压限制 P_{fuel} 时,调节电驱动泵(32)功率以降压至油压限制以下,保证回路压力安全。流量传感器(5)监测燃油/丙二醇换热器(6)燃油回路中的实时流量,并将数据传输至热管理控制器(80),并用于电驱动泵(2)的流量调节。

[0039] 本发明实施例提供一种第一换热回路,该第一换热回路包括:冷边流路和热边流路,所述冷边流路和所述热边流路通过共用的混合液换热器连接。所述冷边流路由首尾依次连接的所述混合液换热器、机翼油箱以及第一电驱动泵组成;所述热边流路由首尾依次连接的所述混合液换热器、储液箱、第二电驱动泵、DC/DC变换器以及推进电机控制器组成;其中,所述冷边流路通过所述第一电驱动泵的驱动实现冷边燃油循环,所述热边流路通过所述第二电驱动泵的驱动实现热边燃油循环。通过本申请实现了利用机翼油箱中的低温燃油冷量经混合液换热器对DC/DC变换器与推进电机控制器进行散热,充分的利用了大量的机翼油箱中的燃油热沉冷量,实现设备散热并保证飞机系统设备的稳定安全运行。

[0040] 请参阅图3和图5,为本发明实施例提供的一种第二换热回路,冷边流路100和热边流路(200),所述冷边流路(100)和所述热边流路(200)通过共用的混合液换热器(42)连接。其中,混合液换热器(42)为冲压空气/丙二醇换热器。

[0041] 在本实施例中,冷边流路(100)由依次连接的冲压空气进气口(69)、所述混合液换热器(42)、冲压空气出口(76)组成;所述热边流路(200)由首尾依次连接的所述混合液换热器(42)、换热支路(300)、储液箱(31)组成;其中,所述冷边流路(100)用于实现冲压空气的循环,所述热边流路(200)用于通过所述换热支路(300)中的电驱动泵(44、53、61)的驱动实现储液箱中流出的混合液循环。

[0042] 在本申请提供的一个可选实施例中,所述混合液换热器(42)所在的冷边流路(100)中的冷边流体为所述冲压空气进气口(69)流入的冲压空气,所述冲压空气流过所述混合液换热器(42)的冷边流道后通过所述冲压空气出口(75)排出机外。

[0043] 具体的,所述冷边流路(100)中的冲压空气进气口(36)和所述混合液换热器(42)之间设置有第一温度传感器(70)、第一压力传感器(71);所述混合液换热器(42)和所述冲压空气出口(75)之间设置有第二温度传感器(72)、第二压力传感器(73)、质量流量传感器(74)。其中,所述第一温度传感器(70)、所述第一压力传感器(71)用于分别测量冲压空气进入所述混合液换热器之前的气体温度、气体压力;第二温度传感器(72)、第二压力传感器(73)、质量流量传感器(74)用于分别测量冲压空气进入所述混合液换热器之后的气体温度、气体压力、气体质量流量。

[0044] 在本申请提供的一个可选实施例中,所述换热支路包括3个并列的子换热支路,每个子换热支路均包括依次连接的电驱动泵(44、53、61)、热负载设备。所述热负载设备为:锂电池(47)、整流器(48)、燃料电池(56)、推进电机(64)。

[0045] 所述混合液换热器(42)所在的热边流路(200)中的热边流体为储液箱(31)流出的混合液(该混合液为丙二醇水混合液,体积比4比6),混合液流过所述混合液换热器(42)的热边流道后经单向阀(43)后分别分流至每个子换热支路;所述电驱动泵(44、53、61)用于调节对应子换热支路内的混合液流量。

[0046] 具体的,每个子换热支路(300)的热负载设备之前和之后均设置有温度传感器和压力传感器,用于分别测量所述混合液流至每个子换热支路之前和之后分别对应的混合液温度、混合液压力;每个子换热支路(300)的热负载设备的之后还设置有质量流量传感器、单向阀;所述质量流量传感器用于测量所述混合液流至每个子换热支路的混合液质量流量;所述单向阀用于防止各支路的混合液回流。

[0047] 如图5所示,冲压空气/丙二醇水混合液换热器(42)热边流路中的热边流体为储液箱(31)流出的丙二醇水混合液,混合液流过冲压空气/丙二醇水混合液换热器(42)热边流道后经单向阀(43)后分别分流至锂电池(47)与整流器(48)所在的子换热支路、燃料电池(56)所在的子换热支路、推进电机(64)所在的子换热支路,电驱动泵(44、53、61)分别为三条支路调节混合液流量。

[0048] 温度传感器(46、51)分别测量锂电池(47)与整流器(48)支路中锂电池(47)前与整流器(48)后的混合液温度;温度传感器(55、59)分别测量燃油电池前后的混合液温度;温度传感器(63、67)分别测量推进电机(64)前后的混合液温度;温度传感器(78)测量干路回流混合液温度;压力传感器(45、50)分别测量锂电池(47)与整流器(48)支路中锂电池(47)前与整流器(48)后的混合液压力;质量流量传感器(49、57、65)分别测量各支路混合液质量流量;单向阀(52、60、68)防止各支路混合液回流,压力传感器(79)测量储液箱回流混合液压力。

[0049] 在本申请提供的一个可选实施例中,本实施例中的第二换热回路还包括:热管理控制器。如图2为本实施例提供的一种控制架构图,本实施例中的热管理控制器用于获取温度传感器、压力传感器以及质量流量传感器传输的传感器数据,并根据所述传感器数据控制每个子换热支路均中的电驱动泵(44、53、61)。

[0050] 如图5所示的第二换热回路中,热负载设备采用混联的形式,各个子换热支路有一个电驱动泵(44、53、61),通过流量传感器(49、57、65)提供该支路的流量控制与监测。压力传感器(45、50)监测整流器与锂电池回路的实时节点压力;压力传感器(54、58)监测燃料电池回路的实时节点压力;压力传感器(62、66)监测推进电机回路的实时节点压力;压力传感器(79)监测储液箱回流前丙二醇压力。其中,整流器(48)与锂电池(47)串联并共用一个电驱动泵(44)。

[0051] 热管理控制器(80)根据锂电池(47)与整流器(48)、燃料电池(56)、推进电机(64)三条子换热支路上的温度传感器(51、59、67)的实时温度值 T_{51} 、 T_{59} 、 T_{67} 的大小分别增大或减小电驱动泵(44、53、61)的运行功率,以调节第二换热回路中三条子换热支路的流量;储液箱(31)冷却液经换热器(42)受飞机外界冲压空气冷却后为各设备冷却,将储液箱(31)布置在发热设备之后的形式大大提高了换热器(42)冷热边流体的温差,提升了换热器(42)的换热效率与换热回路2中发热设备的散热性能。温度传感器(70、72)、压力传感器(71、73)及流量传感器(74)的监测数据与电驱动泵(44、53、61)的调控无关。

[0052] 本发明实施例提供一种第二换热回路,该换热回路包括:冷边流路和热边流路,冷边流路和热边流路通过共用的混合液换热器连接;冷边流路由依次连接的冲压空气进气口、所述混合液换热器、冲压空气出口组成;热边流路由首尾依次连接的所述混合液换热器、换热支路、储液箱组成;其中,所述冷边流路用于实现冲压空气的循环,所述热边流路用于通过所述换热支路中的电驱动泵的驱动实现所述储液箱中流出的混合液循环。通过本申请通过冲压空气冷量对经混合液换热器的热边流路内的混合液进行降温,由此实现对热负载设备进行散热,即对换热支路内包含的热负载设备,实现设备散热并保证飞机系统设备的稳定安全运行。

[0053] 以上实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的精神和范围,均应包含在本发明的保护范围之内。

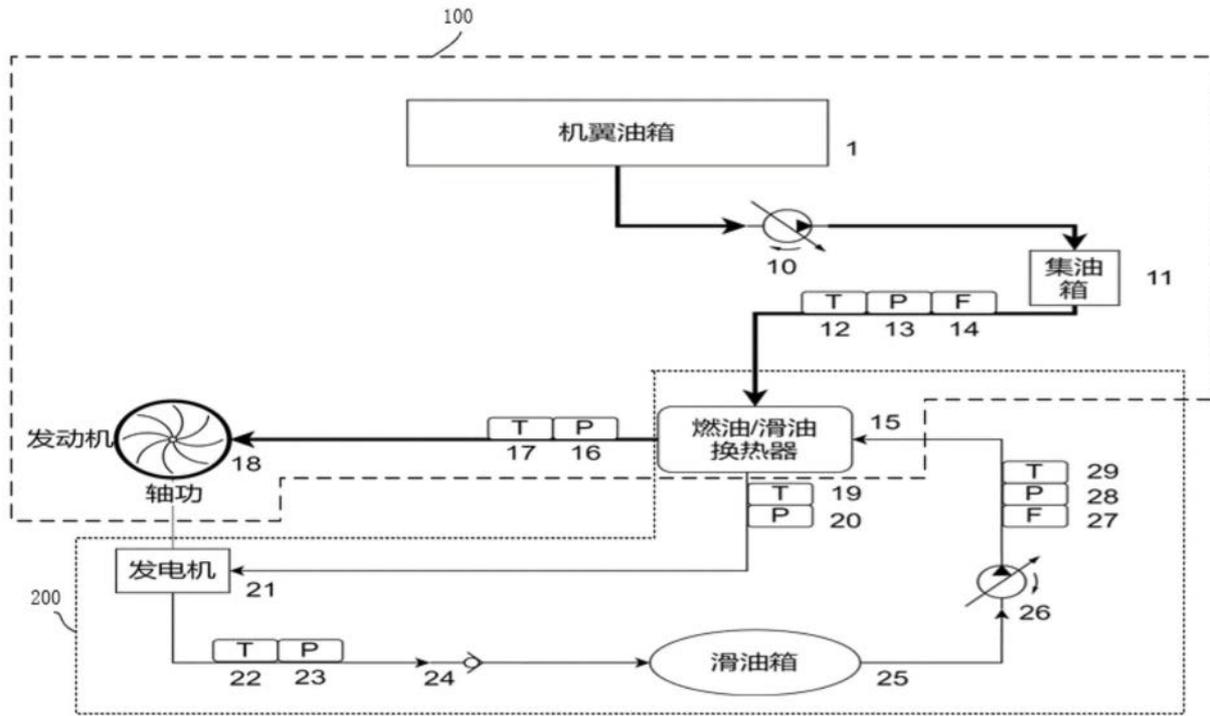


图1

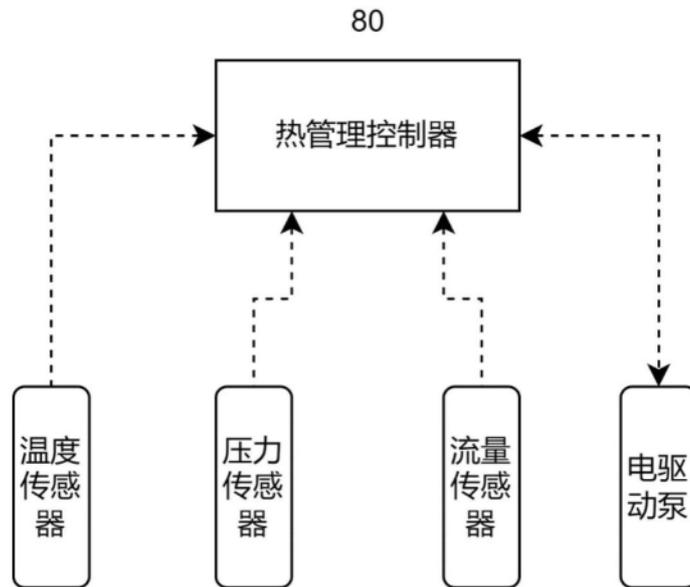


图2

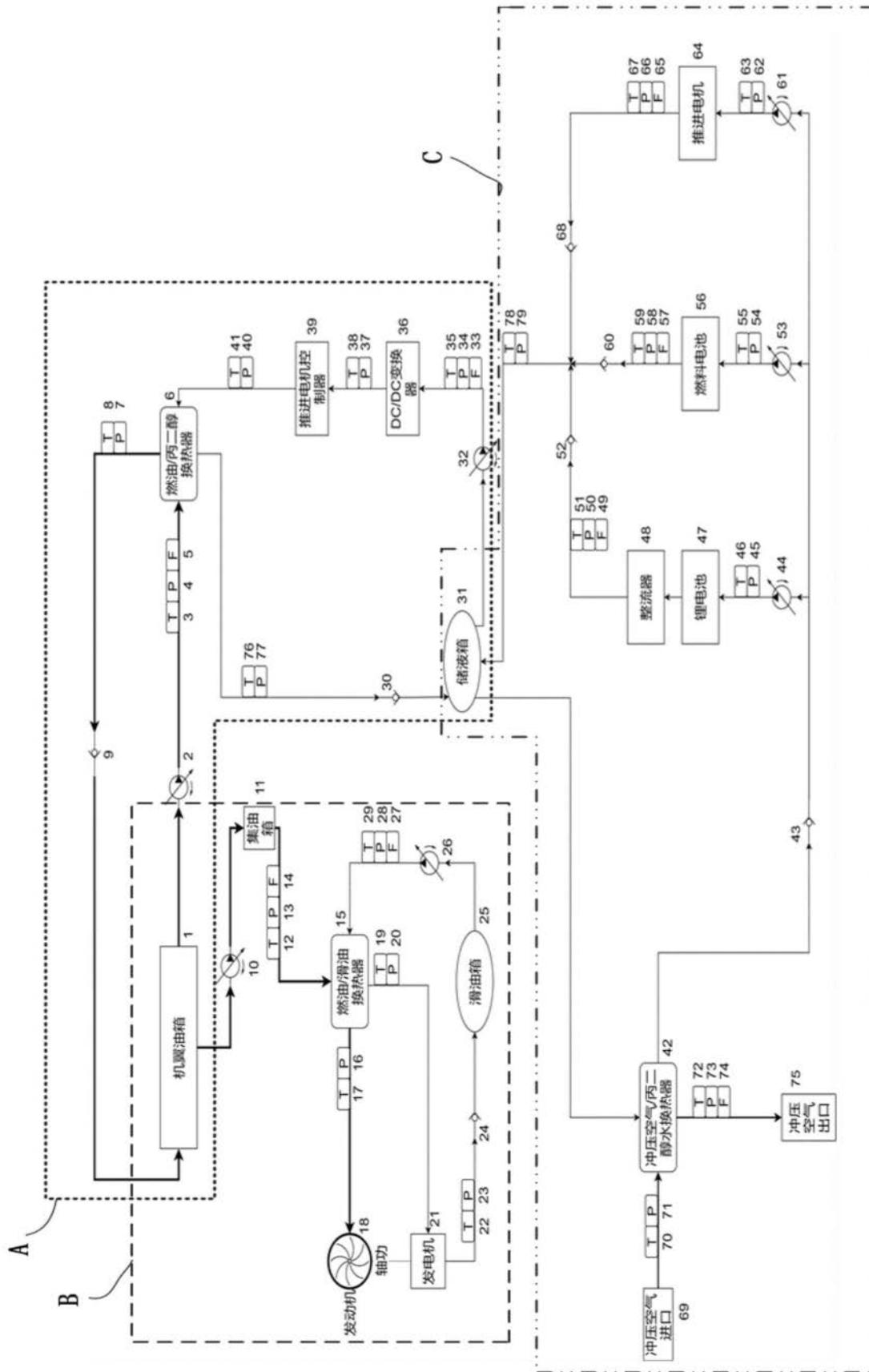


图3

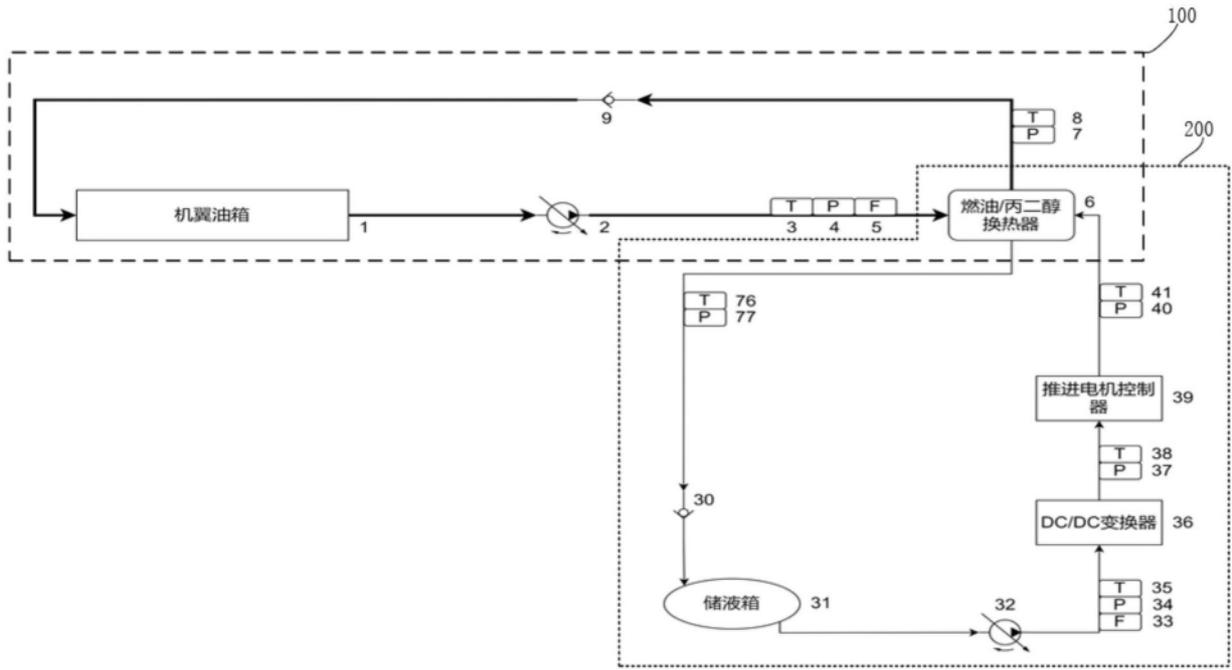


图4

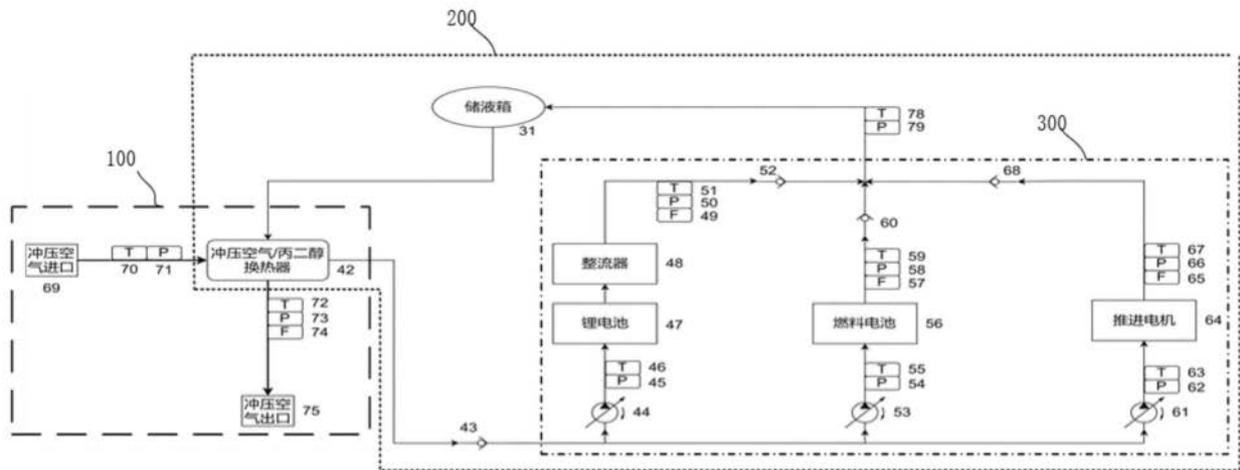


图5