



# (12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106394913 A  
(43)申请公布日 2017.02.15

(21)申请号 201610685947.X

(22)申请日 2016.08.03

(30)优先权数据

14/816,818 2015.08.03 US

(71)申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72)发明人 廖健民

(74)专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司 11127

代理人 王小东

(51)Int. Cl.

B64D 37/34(2006.01)

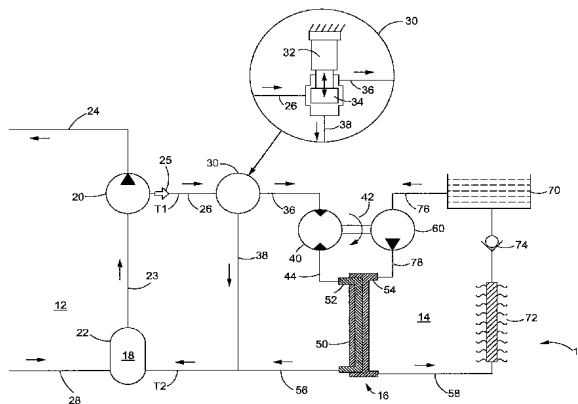
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

## (54)发明名称

航空器液压热管理系统

## (57)摘要

本发明提供一种航空器液压热管理系统,其通过热交换器利用燃料来冷却液压流体。液压泵包括用于驱动液压马达的第一温度的液压流体的箱体排放流,液压马达使液压流体以第二温度循环至贮存器。热交换器远离燃料箱定位,并且具有以热连通方式定位以将热从液压流体传送到燃料的第一通道和第二通道。液压马达机械联接至燃料泵;由箱体排放流通过第一通道驱动的液压马达因而操作燃料泵以使燃料运动通过第二通道。该热管理系统被构造成确保a)所述液压泵使液压流体以所述第二温度循环到所述贮存器;以及b)所述第二温度总是低于所述第一温度T1。



1. 一种航空器液压热管理系统(10), 该航空器液压热管理系统包括:

包括液压贮存器(22)和液压泵(20)的液压系统(12), 该液压泵(20)具有第一温度(T1)的液压流体(18)的箱体排放流(25), 该液压系统(12)进一步包括供所述液压流体(18)以第二温度(T2)返回到所述贮存器(22)的返回路径;

包括燃料箱(70)和燃料泵(60)的燃料系统(14), 所述燃料泵(60)被构造成使燃料从所述燃料箱(70)循环并返回到所述燃料箱(70);

热交换器(16), 该热交换器(16)具有被构造成分别接收所述液压流体(18)和所述燃料并将热从所述液压流体(18)传送至所述燃料的第一通道(52)和第二通道(54), 所述热交换器(16)远离所述燃料箱(70)定位; 并且

其中, 所述航空器液压热管理系统(10)被构造成确保a)所述液压泵(20)使所述液压流体(18)以所述第二温度(T2)循环到所述贮存器(22); 以及b)所述第二温度(T2)总是低于所述第一温度(T1)。

2. 根据权利要求1所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述液压系统(12)进一步包括液压马达(40)和液压旁路阀(30); 其中, 所述液压泵(20)从所述贮存器(22)抽吸所述液压流体(18); 其中, 所述箱体排放流(25)驱动所述液压马达(40), 优选所述燃料泵(60)机械地联接至所述液压马达(40); 并且

其中, 所述旁路阀(30)布置在所述液压泵(20)和所述液压马达(40)之间, 并且被构造成以第一操作模式将所述箱体排放流(25)引导到所述贮存器(22), 并且以第二操作模式将所述箱体排放流(25)引导到所述液压马达(40)。

3. 根据权利要求1所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述液压系统(12)进一步包括由所述箱体排放流(25)驱动的液压马达(40); 其中, 所述燃料泵(60)布置在所述燃料箱(70)和所述热交换器(16)之间; 并且其中, 所述燃料泵(60)由所述液压马达(40)驱动。

4. 根据权利要求2所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述液压旁路阀(30)包括热致动器(32)和滑阀(34); 并且其中, 所述热致动器(32)被联接至所述滑阀; 并且其中, 所述滑阀(34)被构造成根据所述液压流体(18)的温度将所述液压旁路阀(30)从与所述第一操作模式对应的第一位置移位到与所述第二操作模式对应的第二位置。

5. 根据权利要求2所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述液压马达(40)介于所述液压旁路阀(30)和所述热交换器(16)的第一通道(52)之间。

6. 根据权利要求1所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述燃料泵(60)为专门使燃料通过所述热交换器(16)的第二通道(54)循环的次级燃料泵(60)。

7. 根据权利要求2所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述第一操作模式包括使所述箱体排放流(25)从所述液压泵(20)直接移动到所述贮存器(22)。

8. 根据权利要求2所述的航空器液压热管理系统(10), 其中, 所述第二操作模式包括在所述液压流体(18)返回到所述贮存器(22)之前使所述箱体排放流(25)穿过所述液压马达(40)运动到所述热交换器(16)的第一通道(52)内。

9. 一种制造航空器液压热管理系统(10)的方法, 该方法包括如下步骤:

将闭合回路液压系统(12)构造成包括液压泵(20), 该液压泵(20)具有第一温度(T1)的箱体排放流(25);

将该液压系统(12)构造成进一步包括液压流体(18)的贮存器(22)和以第二温度(T2)

到所述贮存器(22)的液压流体(18)返回路径;

将闭合回路燃料系统(14)构造成包括燃料箱(70)和燃料泵(60),该燃料泵用于使燃料从所述燃料箱(70)循环然后将该燃料传送到该燃料箱(70);

将热交换器(16)构造成具有用于分别接收所述液压流体(18)和所述燃料并用于将热从所述液压流体(18)传送至所述燃料的第一通道(52)和第二通道(54);

将该热交换器(16)远离所述燃料箱(70)定位;以及

将该航空器液压热管理系统(10)构造成确保a)所述液压泵(20)使所述液压流体(18)以所述第二温度(T2)循环到所述贮存器(22);以及b)所述第二温度(T2)总是低于所述第一温度(T1)。

10. 根据权利要求9所述的方法,该方法进一步包括如下步骤:

将液压马达(40)和液压旁路阀(30)固定至该航空器液压热管理系统(10),并且将该液压泵(20)的箱体排放流(25)构造成驱动所述液压马达(40);以及

将所述液压旁路阀(30)放置在所述液压泵(20)和所述液压马达(40)之间,并且将第一操作模式构造成将所述箱体排放流(25)直接引导到所述贮存器(22)内,并且将第二操作模式构造成将该箱体排放流(25)直接引导到所述液压马达(40)。

## 航空器液压热管理系统

### 技术领域

[0001] 本公开总体上涉及航空器,更具体地说,涉及一种被构造成用于在航空器上使用的液压热管理系统。

### 背景技术

[0002] 众多系统被同时分配任务以在地面操作和飞行操作过程中高效且有效地支持航空器的控制。例如,液压系统管理被构造成将飞行控制与起落架一起移动的液压流体以及制动器。其中电气和燃料系统被设计成与液压系统协调地工作以提供航空器操作和功能的连续可靠支持。

[0003] 尽管在航空器系统设计上已有很大进步,但是对于在各种航空器内和航空器之间产生更大的经济性和效率的需要仍然保持不变。这些需求中的一个需求便涉及到利用燃料来减少由航空器液压系统产生的热载荷的惯例。例如,对避免将液压热交换器放置在航空器燃料箱内这一一般惯例存在持续压力。因而,由于许多原因,例如燃料污染、成本、法规和制造问题,已经变成期望将这种热交换器远离燃料箱安装和/或不与燃料直接接触地安装。

[0004] 因而,用于冷却航空器液压流体的系统将被认为是有益的,该系统将使液压流体热交换器能够位于航空器燃料箱外部。

[0005] 而且,如果这种系统能够提供增加的航空器操作效率以及增强的功能性,包括避免依赖于冲压空气,则这种改进系统可以构成航空器系统设计中的显著进步。

### 发明内容

[0006] 根据本公开的一个方面,液压热管理系统包括机械地联接至燃料泵的液压马达,该燃料泵被构造成引导燃料通过位于燃料箱的外部的热交换器的一侧,以降低通过该热交换器的分开侧引导的液压流体的温度。

[0007] 根据本公开的另一方面,所述液压马达直接驱动所述燃料泵,该燃料泵使燃料移动通过所述热交换器的所述一侧以冷却液压流体。

[0008] 根据本公开的另一个方面,所述液压马达通过航空器液压系统中的液压泵的箱体排放流来驱动。这样,该箱体排放流经过所述热交换器的另一分开侧。

[0009] 根据本公开的又一个方面,所述液压系统包括旁路阀以根据是否需要冷却而将所述箱体排放流转移到贮存器或所述热交换器。

[0010] 根据本公开的再一个方面,所述旁路阀是温控的,以便确定是通过所述热交换器引导所述液压流体还是将所述液压流体引导到所述贮存器。

[0011] 这里公开的特征、功能和优点可以在各种实施方式中独立地实现,或者可以在另外其他实施方式中进行组合,参照如下描述和附图可以更好地认识到其细节。

### 附图说明

[0012] 图1是根据本公开构造的航空器液压热管理系统的实施方式示意图。

[0013] 图1A是图1的一部分的放大图。

[0014] 图2是示例性航空器的视图,包括在该航空器内可以安装这样的航空器液压热管理系统的部位。

[0015] 图3是描绘制造本公开的航空器液压热管理系统的所描述的实施方式的示例性方法的流程图。

### 具体实施方式

[0016] 应该理解,仅仅示意性地图示和描述所公开的实施方式。应该进一步理解,如下详细描述仅仅是示例性的,并不是为了进行限制。这样,尽管为了方便说明而只在所呈现的图示实施方式中描绘和描述了本公开,但是本公开可以在既没有在这里示出也没有在这里描述的各种其它实施方式中以及各种其他系统和/或环境内实现。最后,该公开的实际范围由所附权利要求来限定。

[0017] 图1是航空器液压热管理系统10的示意图。该热管理系统10基于航空器液压系统12和航空器燃料系统14之间的接口,并且包括如下所述的两个相应的单独闭合回路系统12、14的各种部件。这样,热管理系统10提供了两个否则完全分开的系统12、14的部件和/或元件的集成和交互系统。

[0018] 系统12、14之间的主要接口部件为热交换器16,通过该热交换器16可以将液压流体的热传递至燃料以对液压流体进行冷却。如本领域技术人员将认识到的,由于液压泵20和包括航空器方向舵、升降舵、副翼、扰流器、襟翼、起落架等液压用户系统(未示出)的操作而产生的热以及因此产生的操作温度会在航空器液压系统12中积累。在液压系统12内,液压泵20从液压贮存器22抽取液压流体18;液压泵20通过流体管道即泵抽吸线路23连接至贮存器22。液压流体18然后从泵20经过主液压管道或主要液压供应线路24行进以支持以上描述的液压用户系统的功能。在从以上描述的热产生部件返回时,作为液压循环的一部分,液压流体经由返回线路28返回到液压贮存器22。

[0019] 在所公开的热管理系统10的构造中,泵20包括箱体排放流25(由空白箭头示意性表示),该箱体排放流代表退出泵20并且在到达液压旁路阀30之前经过泵箱体排放线路26行进的一部分液压流体18。箱体排放流25提供了用于对液压流体进行温度控制并因此冷却的第一步骤。现在还参照图1A,更详细地示出的液压旁路阀30包括直接联接至滑阀34的温度响应热致动器32。该滑阀被构造成根据温度在两个线性运动极限之间移动,以根据液压流体的预定期望温度对通过旁路阀线路36到达液压马达40的流体或通过分开的旁路阀返回线路38直接返回到贮存器22的液压流体进行节流。

[0020] 如之前提到的,热交换器16在液压系统12和燃料系统14之间提供了有效的热传递机构。如还提到的,系统12、14中的每个都是闭合的,并且每个都被严格地设计成避免一种流体被另一种流体污染。航空器液压系统12的典型压力为近似3000psi,而来自箱体排放线路26的箱体排放流25在100到150psi压力下流量为2到3加仑每分钟。箱体排放流25因此有效地用于提供用于驱动液压马达40的动力,液压马达40又驱动燃料泵60,如下面进一步详细说明的。

[0021] 热交换器16的本体50包括:第一通道52,该第一通道52用于适应液压流体通过以进行冷却;和第二通道54,该第二通道54与通道52平行地延伸,以传送航空燃料,从而从液

压流体相同量地接收热。在退出热交换器16的第一通道52时,液压流体传送到管道56以返回到贮存器22。当液压系统12处于稳态时,箱体排放流25的液压流体温度T1可以比通过管道56传送的液压流体返回到贮存器22时的温度T2高30°F以内。而且,液压流体温度T1可以比燃料箱70内的燃料温度高至少50°F以内。

[0022] 燃料系统14内的燃料循环由燃料泵60产生,但是该燃料泵60由液压马达40提供动力,燃料泵60经由机械连接器42机械联接至该液压马达40。在图示的实施方式中,燃料泵60直接联接至液压马达40,从而使得燃料泵和液压马达以相同速度旋转。在另一个实施方式中,该系统10可以包括安装在燃料泵60和液压马达40之间的齿轮箱(未示出),从而使得燃料泵60可以以与液压马达40不同的速度操作。在这种情况下,齿轮箱能够基于具体航空器或热传递要求将通过热交换器16引导的燃料流最优化,并因而将液压流体的热管理最优化。

[0023] 应该注意,燃料泵60是仅用于冷却液压流体的次级泵。这样,燃料泵60并不是用于向被构造成推进航空器的主动机或发动机供应燃料的类型的主泵。为了冷却液压流体,燃料泵60通过管道如泵抽吸线路76从燃料箱70抽吸一部分燃料。该燃料从燃料泵60开始经过管道78行进至热交换器16的第二通道54,在此处,其经由热交换器16从液压流体接收热。该燃料然后从热交换器16通过退出管道58传送以返回到燃料箱70,不过在到达燃料箱70之前经过散热器72。在所描述的实施方式中,该散热器72可以是如图所示的带散热片线路以方便更快速的热传递,也可以是足够长度的无散热片线路以在通过如图所示的止回阀74返回到燃料箱70之前将热消散,以避免意外回流。

[0024] 现在参照图2,描绘了航空器100的示例性构造。航空器100包括分别如典型的一样的机身110以及左翼120和右翼130。通常,大型飞机具有多个具有液压泵的液压系统,这些液压泵可以由发动机、由排出空气直接驱动或由电力提供动力,以确保适当的系统冗余度。热管理系统10位于每个液压系统12的液压泵20的箱体排放流26的附近(参见图1)。这样,部位150、160和170分别揭示了用于三个航空器液压系统12的三个这种系统10、10'和10''的潜在部位。设想系统10'和10''与液压热管理系统10相同,因而在这里没有单独示出。

[0025] 现在参照图3,参照所描绘的流程图描述制造热管理系统10的示例性方法。因而,根据图3的方框200,形成使用燃料冷却液压流体的航空器液压热管理系统的一个示例性方法可以包括如下步骤:

[0026] 根据图3的方框210,将闭合回路液压系统构造成包括液压泵,该液压泵具有第一温度的箱体排放流;

[0027] 根据图3的方框220,将该液压系统构造成进一步包括液压流体贮存器和以第二温度T2到所述贮存器的液压流体返回路径;

[0028] 根据图3的方框225,将闭合回路燃料系统构造成包括燃料箱和燃料泵,该燃料泵用于使燃料从所述燃料箱循环并最终返回到该燃料箱;

[0029] 根据图3的方框230,将热交换器构造成具有用于分别接收液压流体和燃料并且用于将热从所述液压流体传送至所述燃料的第一和第二通道;

[0030] 根据图3的方框240,将该热交换器远离所述燃料箱定位;以及

[0031] 根据图3的方框250,将该热管理系统构造成确保a)所述液压泵使所述液压流体以所述第二温度T2循环到贮存器;以及b)第二温度T2总是低于第一温度T1。

[0032] 该方法还可以包括如下步骤:

[0033] 将液压马达和液压旁路阀固定至该液压热管理系统,并且将该液压泵的箱体排放流构造成为驱动所述液压马达;以及

[0034] 将所述旁路阀放置在所述液压泵和所述液压马达之间,并且将第一操作模式构造成为将箱体排放流从所述液压泵直接引导到所述贮存器内,并且将第二操作模式构造成为将该箱体排放流从所述液压泵直接引导到所述液压马达。

[0035] 另外,该公开包括根据如下条款的实施方式:

[0036] 条款1:一种航空器液压热管理系统,该航空器液压热管理系统包括:

[0037] 包括液压贮存器和液压泵的液压系统,该液压泵具有第一温度的液压流体的箱体排放流,该液压系统进一步包括供所述液压流体以第二温度返回到所述贮存器的返回路径(return);

[0038] 包括燃料箱和燃料泵的燃料系统,所述燃料泵被构造成为使燃料从所述燃料箱循环并返回到所述燃料箱;

[0039] 热交换器,该热交换器具有被构造成为分别接收液压流体和所述燃料并将热从所述液压流体传送至所述燃料的第一和第二通道,所述热交换器远离所述燃料箱定位;并且

[0040] 其中所述热管理系统被构造成为确保a)所述液压泵使所述液压流体以所述第二温度循环到所述贮存器;以及b)所述第二温度总是低于所述第一温度。

[0041] 条款2:根据条款1所述的航空器液压热管理系统,其中所述液压系统进一步包括液压马达和液压旁路阀,其中所述液压泵从所述贮存器抽吸所述液压流体,其中所述箱体排放流驱动所述液压马达;并且

[0042] 其中所述旁路阀布置在所述液压泵和所述液压马达之间,并且被构造成为以第一操作模式将所述箱体排放流引导到所述贮存器,并且以第二操作模式将所述箱体排放流引导到所述液压马达。

[0043] 条款3:根据条款1所述的航空器液压热管理系统,其中所述液压系统进一步包括由所述箱体排放流驱动的液压马达,其中所述燃料泵布置在所述燃料箱和所述热交换器之间,并且其中所述燃料泵由所述液压马达驱动。

[0044] 条款4:根据条款2所述的航空器液压热管理系统,其中所述燃料泵机械联接至液压马达。

[0045] 条款5:根据条款2所述的航空器液压热管理系统,其中所述液压旁路阀包括热致动器和滑阀,并且其中所述热致动器被联接至所述滑阀,并且其中所述滑阀被构造成为根据所述液压流体的温度将所述液压旁路阀从与所述第一操作模式对应的的第一位置移位到与所述第二操作模式对应的的第二位置。

[0046] 条款6:根据条款5所述的航空器液压热管理系统,其中所述液压马达介于所述液压旁路阀和热交换器的第一通道之间。

[0047] 条款7:根据条款1所述的航空器液压热管理系统,其中所述燃料泵为专门使燃料通过所述热交换器的第二通道循环的次级燃料泵。

[0048] 条款8:根据条款2所述的航空器液压热管理系统,其中所述第一操作模式包括使所述箱体排放流从所述液压泵直接移动到所述贮存器。

[0049] 条款9:根据条款2所述的航空器液压热管理系统,其中所述第二操作模式包括在

所述液压流体返回到所述贮存器之前使所述箱体排放流穿过所述液压马达运动到所述热交换器的第一通道内。

[0050] 条款10:一种航空器,该航空器包括:

[0051] 包括液压系统的液压热管理系统,该液压系统包括液压贮存器和液压泵,该液压泵具有第一温度的液压流体的箱体排放流,该液压系统进一步包括供所述液压流体以第二温度返回到所述贮存器的返回路径;

[0052] 包括燃料箱和燃料泵的燃料系统,所述燃料泵被构造成使燃料从所述燃料箱循环并返回到所述燃料箱;

[0053] 热交换器,该热交换器具有被构造成分别接收液压流体和所述燃料并将热从所述液压流体传送至所述燃料的第一和第二通道,所述热交换器远离所述燃料箱定位;并且

[0054] 其中所述热管理系统被构造成确保a)所述液压泵使所述液压流体以所述第二温度循环到所述贮存器;以及b)所述第二温度总是低于所述第一温度。

[0055] 条款11:根据权利要求10所述的航空器,其中所述液压系统进一步包括液压马达和旁路阀,其中所述液压泵从所述贮存器抽吸所述液压流体,其中所述箱体排放流驱动所述液压马达;并且

[0056] 其中所述旁路阀布置在所述液压泵和所述液压马达之间,并且被构造成以第一操作模式将所述箱体排放流引导到所述贮存器,并且以第二操作模式将所述箱体排放流引导到所述液压马达。

[0057] 条款12:根据条款10所述的航空器,其中所述液压系统进一步包括由所述箱体排放流驱动的液压马达,其中所述燃料泵布置在所述燃料箱和所述热交换器之间,并且其中所述燃料泵由所述液压马达驱动。

[0058] 条款13:根据条款11所述的航空器,其中所述燃料泵机械联接至液压马达。

[0059] 条款14:根据条款11所述的航空器,其中所述液压旁路阀包括热致动器和滑阀,并且其中所述热致动器被联接至所述滑阀,并且其中所述滑阀被构造成根据所述液压流体的温度将所述液压旁路阀从与所述第一操作模式对应的第一位置移位到与所述第二操作模式对应的第二位置。

[0060] 条款15:根据条款11所述的航空器,其中所述液压马达介于所述液压旁路阀和热交换器的第一通道之间。

[0061] 条款16:根据条款10所述的航空器,其中所述燃料泵为专门使燃料通过所述热交换器的第二通道循环的次级燃料泵。

[0062] 条款17:根据条款11所述的航空器,其中所述第一操作模式包括使所述箱体排放流直接移动到所述贮存器。

[0063] 条款18:根据条款11所述的航空器,其中所述第二操作模式包括在所述箱体排放流返回到所述贮存器之前使所述箱体排放流穿过所述液压马达运动到所述热交换器的第一通道内。

[0064] 条款19:一种制造航空器液压热管理系统的方法,该方法包括如下步骤:

[0065] 将闭合回路液压系统构造成包括液压泵,该液压泵具有第一温度的箱体排放流;

[0066] 将该液压系统构造成进一步包括液压流体贮存器和以第二温度到所述贮存器的液压流体返回路径;



- [0067] 将闭合回路燃料系统构造成包括燃料箱和燃料泵,该燃料泵用于使燃料从所述燃料箱循环然后将该燃料传送到该燃料箱;
- [0068] 将热交换器构造成具有用于分别接收液压流体和燃料并用于将热从所述液压流体传送到所述燃料的第一和第二通道;
- [0069] 将该热交换器远离所述燃料箱定位;以及
- [0070] 将该热管理系统构造成确保a)所述液压泵使所述液压流体以所述第二温度循环到所述贮存器;以及b)所述第二温度总是低于所述第一温度T1。
- [0071] 条款20:根据条款19的方法,该方法进一步包括如下步骤:
- [0072] 将液压马达和液压旁路阀固定至该液压热管理系统,并且将该液压泵的箱体排放流构造成驱动所述液压马达;以及
- [0073] 将所述旁路阀放置在所述液压泵和所述液压马达之间,并且将第一操作模式构造成将箱体排放流直接引导到所述贮存器内,并且将第二操作模式构造成将该箱体排放流直接引导到所述液压马达。
- [0074] 最后,该公开可以覆盖既没有在这里示出又没有在这里描述的各种实施方式和变型。例如,可以对热交换器16、液压马达40和燃料泵60的具体尺寸进行订制和/或调整以支持各种航空器尺寸和几何形状。这样,进一步举例来说,可以对这些部件的具体形式和/或形状进行调整以使各个系统性能特征最优化。

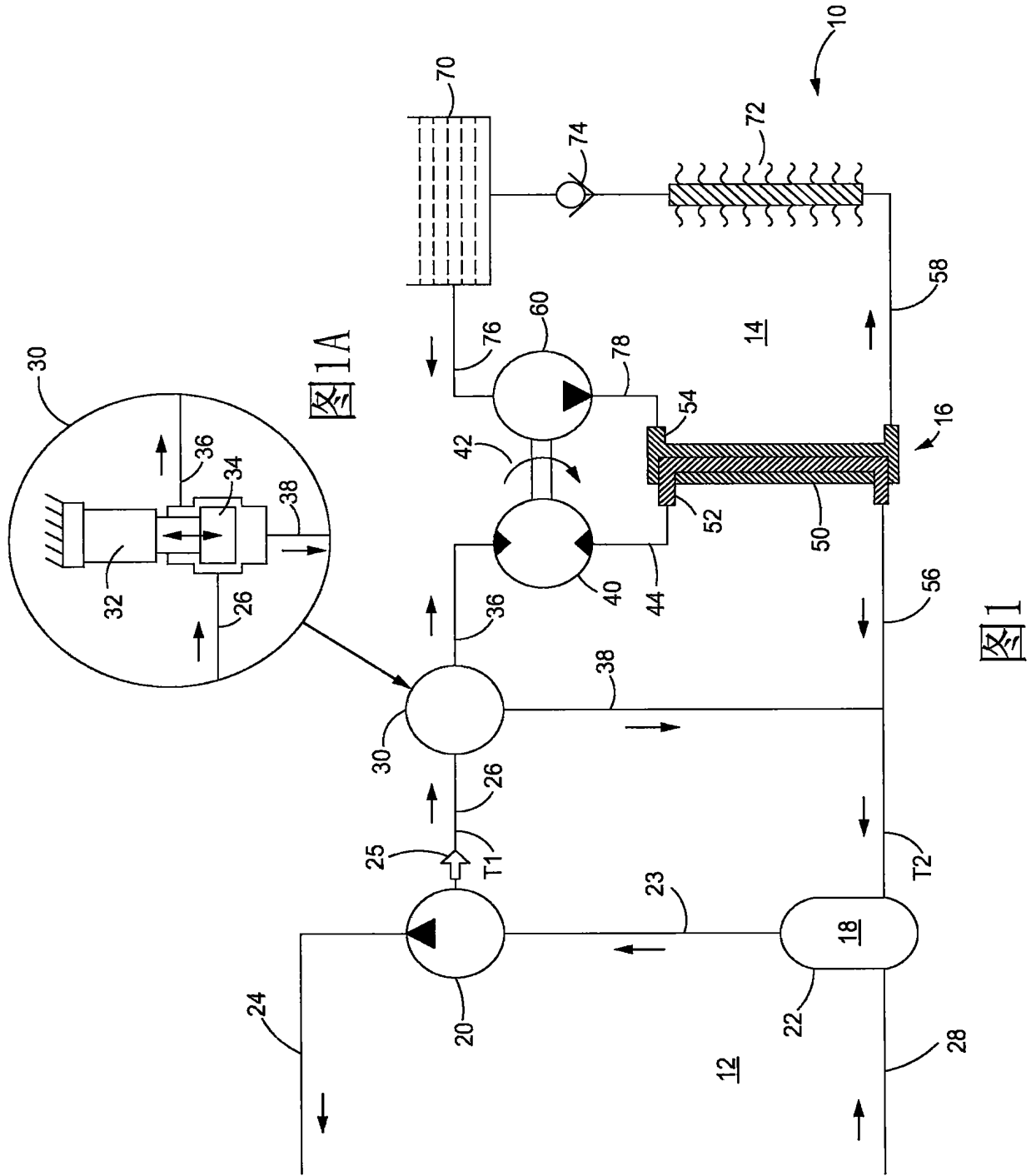


图1

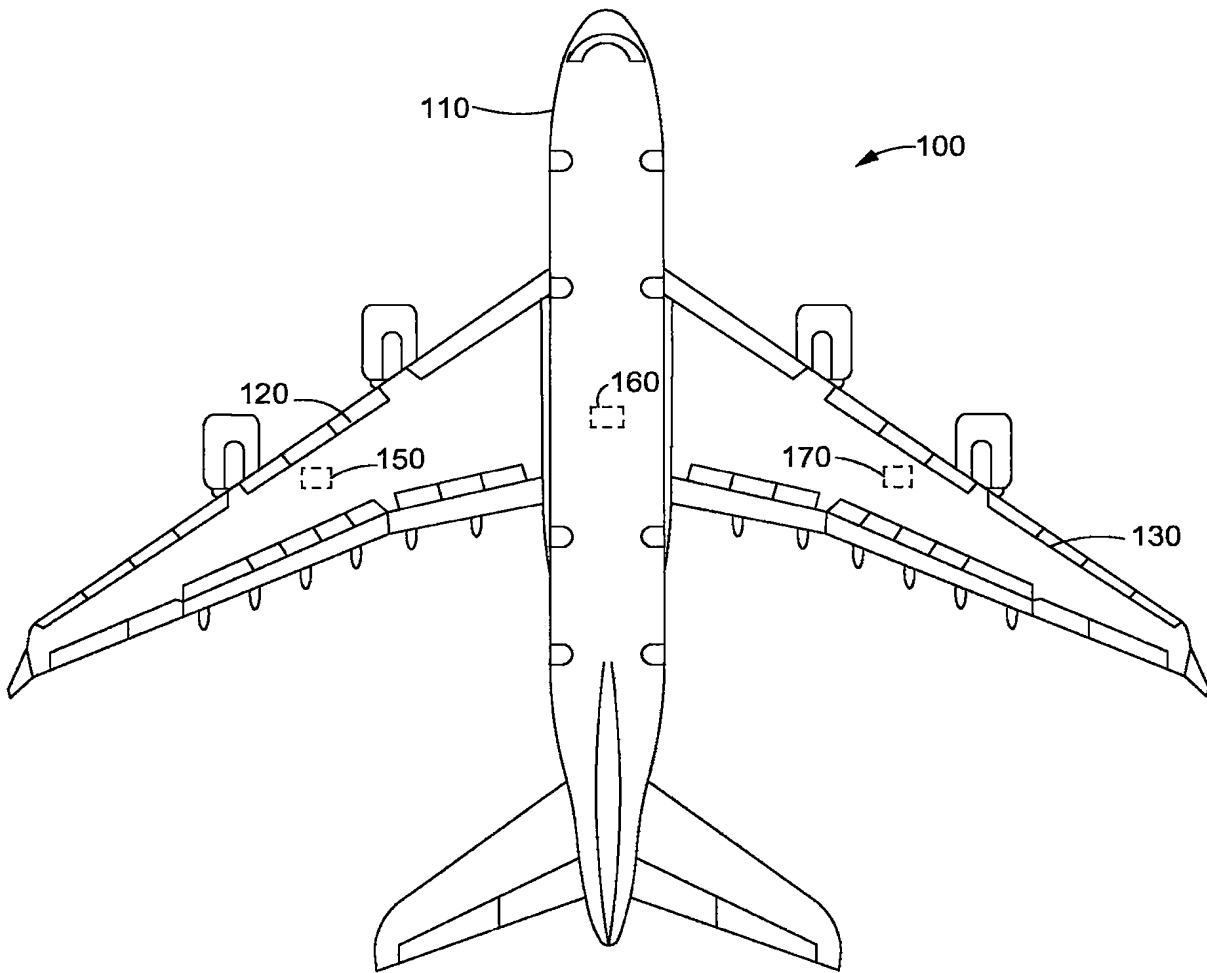


图2

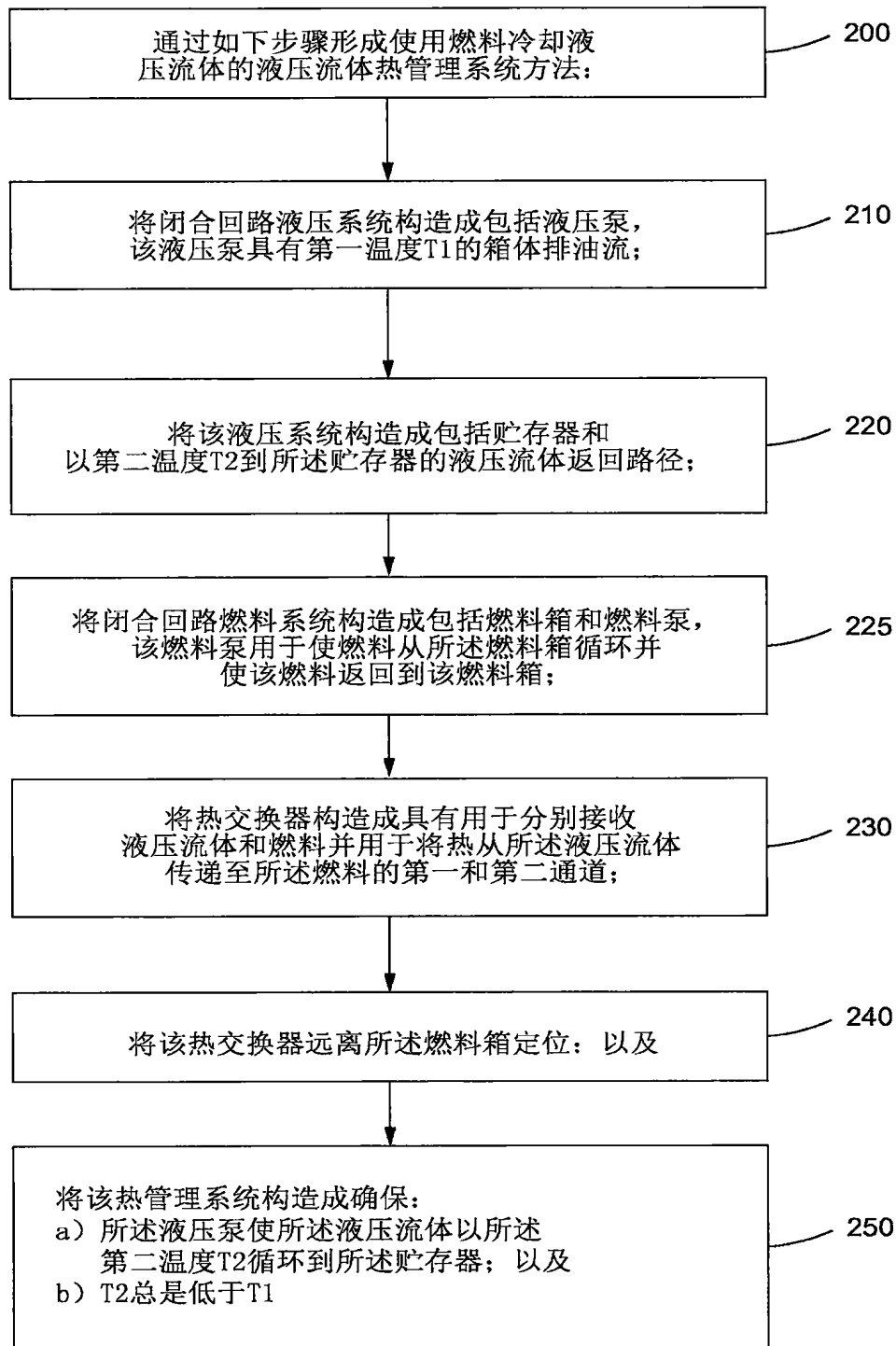


图3