



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101688477 B

(45) 授权公告日 2013. 07. 10

(21) 申请号 200880009773. 9

(22) 申请日 2008. 03. 25

(30) 优先权数据

0754089 2007. 03. 28 FR

(85) PCT申请进入国家阶段日

2009. 09. 24

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2008/050508 2008. 03. 25

(87) PCT申请的公布数据

W02008/132400 FR 2008. 11. 06

(73) 专利权人 空中客车运营简易股份公司

地址 法国图卢兹

(72) 发明人 G·比兰 S·普利塞 C·法布尔

P·奥贝莱

(74) 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专

利商标事务所 11038

代理人 李丽

(51) Int. Cl.

F02C 7/14 (2006. 01)

(56) 对比文件

GB 2131094 A, 1984. 06. 13,

GB 2131094 A, 1984. 06. 13,

EP 0391609 A1, 1990. 10. 10,

WO 2006/136748 A2, 2006. 12. 28,

WO 02/16743 A1, 2002. 02. 28,

DE 1281270, 1968. 10. 24,

US 6182435 B1, 2001. 02. 06,

CN 1624307 A, 2005. 06. 08,

审查员 王志波

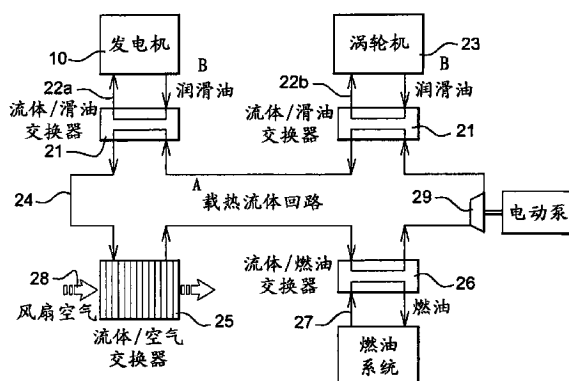
权利要求书2页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

航空器推进装置的设备的冷却和温度调节系统

(57) 摘要

本发明的目的是航空器推进装置 (1) 的设备 (10、23) 的冷却和温度调节系统, 该冷却和温度调节系统包括在至少两个所述设备的润滑回路 (22a、22b) 与容纳在闭合回路 (24) 内的载热流体之间换热的第一热交换装置 (21)、在所述载热流体和至少一冷却流体 (27、28) 之间换热的第二热交换装置 (25、26), 所述第一热交换装置 (21) 被局部设置在各所述设备 (10、23) 处, 所述第二热交换装置 (25、26) 与所述第一热交换装置 (21) 隔开, 所述闭合回路 (24) 在至少两个所述设备 (10、23) 和所述第二热交换装置 (25、26) 之间循环。



1. 航空器,其包括至少一推进装置,所述推进装置配备有用于所述推进装置(1)的设备(10、23)的至少一冷却和温度调节系统,所述冷却和温度调节系统包括实现在所述推进装置的至少两个所述设备的润滑回路(22a、22b)与容纳在闭合回路(24)内的载热流体之间换热的第一热交换装置(21)、实现在所述载热流体和至少一冷却流体(27、28)之间换热的第二热交换装置(25、26);所述第一热交换装置(21)被局部设置在所述推进装置的各所述设备(10、23)处,所述第二热交换装置(25、26)与所述第一热交换装置(21)隔离开,所述闭合回路(24)在所述推进装置的至少两个所述设备(10、23)和所述第二热交换装置(25、26)之间循环,其特征在于,所述冷却和温度调节系统被连接到载热流体网(32),该载热流体网通达到处在所述推进装置外部的各航空器设备。

2. 按照权利要求1所述的航空器,其特征在于,所述冷却和温度调节系统的所述第一热交换装置(21)是连接至所述推进装置的所述设备(10、23)的载热流体/滑油型换热器。

3. 按照权利要求1或2所述的航空器,其特征在于,所述冷却和温度调节系统的所述第二热交换装置包括至少一载热流体/空气型换热器(25),所述载热流体/空气型换热器与在所述推进装置的机罩及发动机之间移动的二次空气流的至少一部分接触。

4. 按照权利要求1或2所述的航空器,其特征在于,所述冷却和温度调节系统的所述第二热交换装置包括至少一载热流体/燃油型换热器(26),所述载热流体/燃油型换热器被设置在所述推进装置的燃料供应回路内。

5. 按照权利要求1或2所述的航空器,其特征在于,所述推进装置的所述设备包括所述推进装置的至少一发电机(10)及涡轮机(23)。

6. 按照权利要求1所述的航空器,其特征在于,所述推进装置包括独立且分开的至少两个冷却和温度调节系统。

7. 按照权利要求1或2所述的航空器,其特征在于,所述冷却和温度调节系统的所述闭合回路(24)还布置有所述推进装置的至少一防冰加热构件(34)。

8. 按照权利要求1所述的航空器,其特征在于,所述冷却和温度调节系统的载热流体回路被连接到所述航空器的空调系统的换热器,以便允许通过所述推进装置的冷却能力耗散所述空调系统的热能。

9. 根据权利要求1所述的航空器,其特征在于,所述推进装置包括独立且分开的至少两个冷却和温度调节系统;以及,所述冷却和温度调节系统的所述第二热交换装置包括至少一载热流体/空气型换热器(25),所述载热流体/空气型换热器与在所述推进装置的机罩及发动机之间移动的二次空气流的至少一部分接触,所述第二热交换装置包括至少一载热流体/燃油型换热器,所述载热流体/燃油型换热器被设置在所述推进装置的燃料供应系统内。

10. 航空器,其包括至少一推进装置,所述推进装置配有用于所述推进装置(1)的设备(10、23)的、独立且分开的至少两个冷却和温度调节系统,所述冷却和温度调节系统包括实现在所述推进装置的至少两个所述设备的润滑回路(22a、22b)与容纳在闭合回路(24)内的载热流体之间换热的第一热交换装置(21)、实现在所述载热流体和至少一冷却流体(27、28)之间换热的第二热交换装置(25、26);所述第一热交换装置(21)被局部设置在所述推进装置的各所述设备(10、23)处,所述第二热交换装置(25、26)与所述第一热交换装置(21)隔离开,所述闭合回路(24)在所述推进装置的至少两个所述设备(10、23)和所述

第二热交换装置 (25、26) 之间循行, 其特征在于, 所述第二热交换装置包括至少一载热流体 / 空气型换热器 (25), 所述载热流体 / 空气型换热器与在所述推进装置的机罩及发动机之间移动的二次空气流的至少一部分接触, 所述第二热交换装置包括至少一载热流体 / 燃油型换热器, 所述载热流体 / 燃油型换热器被设置在所述推进装置的燃料供应系统内。

航空器推进装置的设备的冷却和温度调节系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航空器推进装置的设备的冷却和温度调节系统、包括所述系统的推进装置与装配所述系统的航空器。背景技术

[0002] 航空器推进装置例如涡轮喷气发动机包括需要被冷却或维持在最优运行温度上的多个系统,例如涡轮机以及如航空器发电机的电气设备。

[0003] 此外,必须限制涡轮机活动构件的润滑油温度,并排放出由轴承和摩擦零件散出的热量。

[0004] 传统上由冷却回路在发动机处实施冷却或温度调节的系统是连接至发动机(涡轮机)的发电机和发动机的运动构件。

[0005] 此外,还已知通常在推进装置处使用的两种冷却原理。

[0006] 第一种原理在于通过滑油/空气的热交换进行冷却,热交换器被设置在分流回路中,分流回路从发动机的二次冷流中引出空气。

[0007] 由于在发动机上引出空气和/或引入额外的空气动力压力损失,因而该第一原理对推进装置的有效性造成损害。为了限制所述损害,通常允许在交换器上集成一个调节在发动机处引出的空气流量的调节阀门。然而,所述调节阀门有损于冷却系统的整体可靠性,且造成许多运行问题(由于空气动力振动载荷因而阀门和管道上会出现裂缝、阀门伺服系统出现故障等)。

[0008] 此外,该第一原理还对二次流内表面的声学处理造成损害。事实上,待集成的交换器的尺寸越大,进气口(如果被抽取的气流被排放在二次流中,则为出气口)的尺寸将越大。然而,进气口和出气口未获得声学处理,且因此,为对抗发动机噪音,需力求保持其较小的体积。

[0009] 交换器的存在是不利的,因为其会妨碍减小进气口和出气口的尺寸。

[0010] 第二种原理在于使用供应发动机的燃料作为冷却流体,且在这种情况下,使用一个或多个燃油/滑油型交换器,其通常为被集成在推进装置内的板式交换器或管式交换器类型。

[0011] 所述交换器允许耗散发动机所使用的燃油中的热能。

[0012] 然而,燃油不应被加热超过一定温度($\sim 150^{\circ}\text{C}$),以便不会造成焦化的风险。正因为如此,某些推进装置在飞机油箱内抽取一定数量的、大大多于发动机燃烧本身需要的燃油,并将未使用的加热过的燃油重新注入在油箱内。

[0013] 和空气/滑油型交换器装置一样,燃油/滑油型交换器通常不能被设置在待冷却装置的附近,并且滑油回路仍然需要被延长在待冷却装置和交换器之间。

[0014] 总之,无论所采用的原理如何,待冷却装置或热源都通过其自身的润滑回路被冷却和调节,这意味着朝远离所述热源的交换器延长所述滑油回路。

[0015] 此外,在现有技术下,滑油回路具有润滑和冷却的双重功能。

[0016] 由于所述双重功能,不同待冷却组成件的滑油回路必须被分隔开,以限制出现共同故障的风险(一条滑油回路的污染会导致另一条滑油回路受到污染,一条滑油回路的泄

漏会导致滑油回路整体损失等),而这又将增加滑油循环管道的长度和数量。

[0017] 此外,在把各冷却回路专用于一确切的部件(发动机或发电机)的情况下,各冷却回路必须具有至少一冷却装置,所述冷却装置的尺寸被设定用于极致致冷的情况(例如:在“热天”条件下且飞机处于地面时的最大耗电量)。然而,鉴于各冷却回路在相同的飞行阶段并不必然经历这种极致情况,因而冷却装置几乎从未同时被 100% 使用。因此,在推进装置上设置了超量冷却能力,而这在必须遵守分开规则的情况下有损于推进装置的性能且增加其重量和体积。

[0018] 而且,在已知装置中冷却回路平行地构成热源的润滑回路,这会对集成所述冷却回路造成多种限制。首先,当滑油回路应把热源连接到不必需位于附近的不同交换器的情况下,滑油回路的容量、长度和复杂度会在回路内引起负载损失以及需要较大的润滑油量。此外,完全围绕发动机的滑油循环增加了推进装置泄漏、污染和起火的风险,这表现出冷却系统和相关连的推进装置的一定易损性。

[0019] 最终,润滑油由于其较大的粘稠度及其非最优的热性能,因而不是最适于传输热能的液体,且各热源的冷却回路通过其自身的润滑回路被冷却和进行温度调节,要求润滑回路尽可能地短,以限制压力损失和泄漏的风险。因此,很难考虑把推进装置的不同组成件的冷却系统进行连接,也不大可能考虑将其连接至飞机的冷却系统。因此,飞机和推进装置的冷却能力之间、以及飞机热源和推进装置之间不可能存在任何协同作用,由此阻止了热装置任何可能的联通。然而,这类协同作用能允许更深入优化冷却系统。

[0020] 现有技术的系统示例被示出在图 1 上。

[0021] 在该示例中,润滑油回路 11 行进到发动机罩内,以到达燃油 / 滑油交换器类型的冷却装置 12、13,发电机的润滑油回路 14 延伸直到设置在发动机燃油供应再循环回路内的燃油 / 滑油类型的冷却装置 15。

[0022] 现有技术的图 2 还示出航空器发动机 1,其包括罩 2 和推进装置 3,配有设置在导管 7、9 和 4、5 内的空气 / 滑油交换器装置 6、8,导管分流出一部分二次气流用于冷却交换器。发明内容

[0023] 本发明的主要目的在于使位于待冷却设备外部的设备润滑油循环最小化且使润滑功能和冷却功能相分离。

[0024] 本发明还允许使不同设备之间共用冷却装置,使各组成件的冷却能力互助,本发明还允许耗散源、尤其是根据航空器运行阶段其冷却需求不同的耗散源之间的热交换。

[0025] 为此,本发明提出用于对航空器推进装置中的设备加以冷却和温度调节的冷却和温度调节系统,该系统包括在至少两个所述设备的润滑回路与一容纳在闭合回路内的载热流体之间进行热交换的第一热交换装置、在载热流体和至少一冷却流体之间进行热交换的第二热交换装置,第一热交换装置被局部设置在各所述设备处,第二热交换装置与所述第一热交换装置隔离开,闭合回路延伸在至少两个所述设备和所述第二热交换装置之间。

[0026] 本发明还涉及包括至少一所述冷却系统的航空器推进装置。附图说明

[0027] 本发明的其它特征和优点将在阅读依照本发明的非局限性实施例且参考附图进行的说明后体现出来,附图中:

[0028] - 图 1:现有技术的设备冷却系统示例;

[0029] - 图 2:配有空气 / 流体交换器的航空器推进装置示例;

[0030] - 图 3 :按照本发明的系统的第一示意性实施例 ;

[0031] - 图 4 :按照本发明的系统的第二实施例 ;

[0032] - 图 5 :按照本发明的冗余系统的实施例 ;

[0033] - 图 6 :按照本发明的冷却系统的示意性例子,该冷却系统包括与在推进装置外部的设备的一界面。具体实施方式

[0034] 按照本发明的航空器推进装置 1 的设备 10、23 的冷却和温度调节系统示例被示出在图 3 至图 6 上。

[0035] 图 1 所示示意图的例子是本发明系统的基础示意图,本发明的系统包括在至少两个设备的润滑回路 22a、22b 之间的第一热交换装置 21,所述设备优先为推进装置的发电机 10 和涡轮机 23 本身。

[0036] 这两个部件具有较大的润滑需求和较多的运行限制,因为发电机 10 的作用在于提供航空器的电功率,而涡轮机的作用在于提供使航空器移动的推力。

[0037] 为了使对这两个设备的冷却获得最优化,且不造成对其润滑的损害,本发明尽量靠近这些设备设置第一热交换装置 21,且使容纳在闭合回路 24 内的载热流体进行热量输送,所述热量有待向在所述载热流体和至少一冷却流体 27、28 之间实现换热的第二热交换装置 25、26 排放。

[0038] 因此,第一热交换装置 21 被局部设置在各所述设备 10、23 处,且第二热交换装置 25、26 被设置在最靠近冷却流体循环的部位,第二热交换装置 25、26 因此与第一装置 21 隔离开。

[0039] 本发明的第一项好处在于,闭合回路 24 在所述设备中的至少两个设备 10、23 与所述第二热交换装置 25、26 之间循行,这些设备共享冷却装置。此外,第一热交换装置可以保持在最靠近设备处,而第二热交换装置可以被设置在最有利于冷却的部位,而无需延长设备的润滑回路。

[0040] 第一热交换装置 22a、22b 是连接到设备 10、23 的载热流体 / 滑油交换器。

[0041] 载热流体因此是适于该功能的一种流体。

[0042] 优选地,载热流体无毒、非易燃并具有低稠度和良好的热容量。以非局限性示例为例,载热流体可以为纯水,或者为混合一种或多种能改善其性能的添加剂的水,例如添加有乙二醇的水,以便在极低使用温度的情况下避免载热流体固化。

[0043] 按照示例,载热流体回路经过多个液体 / 液体类型的热交换器,每个交换器特定用于一个待冷却的热源,且各交换器允许冷却回路的载热流体和所述热源的热源之间进行热能交换。

[0044] 热源和载热流体回路之间的热交换器可以位于热源附近,或者位于热源的壁上或热源内部,或者位于推进装置的可有利于系统集成的其它任何部位。

[0045] 一非局限性实施例在于:把热交换器定位在相关热源的热源箱内部,与润滑油接触。

[0046] 热交换因此直接在热源内部进行,且因此不需要经过所述热源壳体外部且围绕推进装置行进的润滑回路。

[0047] 为了使载热流体循环,闭合回路 24 包括使载热流体循环的泵 29。

[0048] 依然按照图 3 的示例,第二热交换装置包括至少一个载热流体 / 空气型交换器 25,

所述换热器 25 与在推进装置的罩和发动机之间移动的二次气流的至少一部分 28 接触。

[0049] 该换热器尤其可代替如图 2 所示的现有技术的滑油 / 空气型换热器而被设置。

[0050] 交替地或平行地,第二热交换装置可以包括至少一个载热流体 / 燃油型换热器 26,该换热器 26 设置在供给推进装置燃料的燃料供应回路 27 内。

[0051] 在该情况下和现有技术中一样,燃料供应回路可以包括使燃油重新流向油箱的燃油再循环回路,从而限制由热交换导致的温度升高。

[0052] 如上述所示的,主要的待冷却设备包括推进装置的至少一发电机 10 及涡轮机 23。

[0053] 然而,在图 6 上,本发明尤其被运用在推进装置其它零件的冷却上,并且尤其被运用在推力换向器 40 的伺服装置和发动机齿轮机构 41 上。

[0054] 这通过使用在设备之间行进的回路 24、而非使每个设备各具有一个向换热器延伸的润滑回路而成为可能。

[0055] 图 4 所示的系统被完善在于:在第一热交换装置 21 的至少之一处,闭合回路包括调节装置,该调节装置适于调节进入该第一热交换装置 21 的载热流体量。

[0056] 调节装置包括阀门 30,该阀门向第一换热器 21 或向所述至少一第一热交换装置的短路导管 (conduit de court-circuit) 31 分配载热流体。

[0057] 根据给定的调节参数例如外部温度、润滑油温和装置运行阶段,控制 (consigne) 装置 (未示出在图 4 上) 操控阀门 30。

[0058] 此外,载热流体返回装置 34 允许由调节装置控制的流量超量部分返回到流体容器。

[0059] 图 5 示出推进装置的冷却系统,其包括至少两个以上描述的冷却系统,两冷却系统是独立且被分开的。

[0060] 第一系统包括第一回路 24a,该第一回路布置有推进装置的第一发电机的滑油 / 流体型第一换热器 21a、和涡轮机的滑油 / 流体型第一换热器 21c,且该第一回路与第一个流体 / 空气类型的第二热交换器 25a 和与第一个流体 / 燃油类型的第二热交换器 26a 交换被传输的热量。

[0061] 通过第一泵 29a 保证该第一回路的载热流体的循环。

[0062] 第二系统包括第二回路 24b,该第二回路布置有推进装置的第二发电机的滑油 / 流体型第二换热器 21b 与涡轮机的滑油 / 流体型第二换热器 21d,且该第二回路与第二个流体 / 空气类型的第二热交换器 25b 和第二个流体 / 燃油类型的第二热交换器 26b 交换被传输的热量。

[0063] 通过第二泵 29b 保证该第二回路的载热流体循环。

[0064] 为了在例如受鸟类的冲撞或震动的情况下避免两回路发生任何共同泄漏或断裂的风险,这两回路被分隔开,尤其使它们彼此相互远离开,例如通过将这两个回路相对于推进装置的轴线按径向完全相对地设置。

[0065] 在该示例中,需注意:两冷却系统被设置成它们彼此互补,从而保证在设备处、尤其是在涡轮机 23 处的冗余 (redondance),对于所述冗余,这些回路穿过分开的不同换热器。

[0066] 仍然在回路之一产生问题的情况下,另一回路保持运行,从而能继续使用推进装置,当然将限制涡轮机的功率以限制涡轮机发热。

[0067] 使用载热流体回路还允许使用载热流体来加热推进装置的零件且尤其地,按照本发明一特殊的实施方式,闭合回路 24 还布置有推进装置的至少一防冰加热构件 34。

[0068] 该构件能以已知方式被设置在发动机进气口的唇部上。

[0069] 在图 6 的示例中,系统还被连接到载热流体网 32,载热流体网 32 穿过界面 33,通到在推进装置外部的各航空器设备上。

[0070] 这类设备可以是:这样一些设备,例如使用由载热流体传输的热量进行机翼除霜的设备;需要进行冷却的设备例如空调装置;通过利用推进装置的冷却能力,系统和空调系统的交换器之间的连接允许耗散空调系统的热能。

[0071] 事实上,在地面等待阶段的期间,如果推进装置处于运行中,则完全可以考虑:通过推进装置的冷却系统的可用冷却能力,在穿过涡轮机的空气流中消耗来自空气调节的热能。

[0072] 本发明不只局限于所述示例,它还包括权利要求范围涵盖的任何变型。

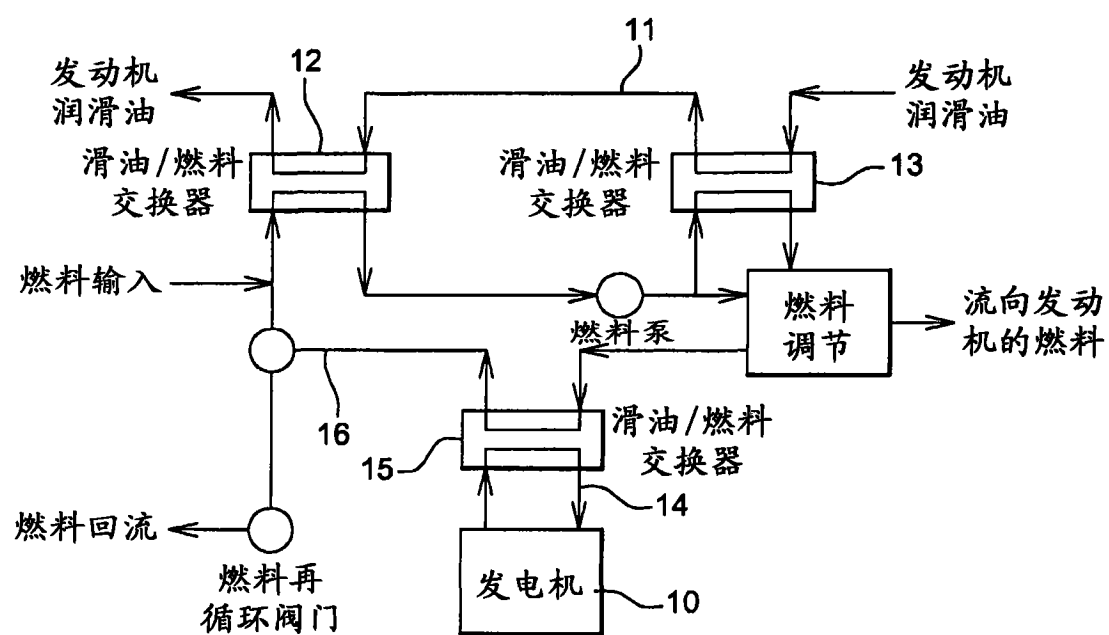


图 1

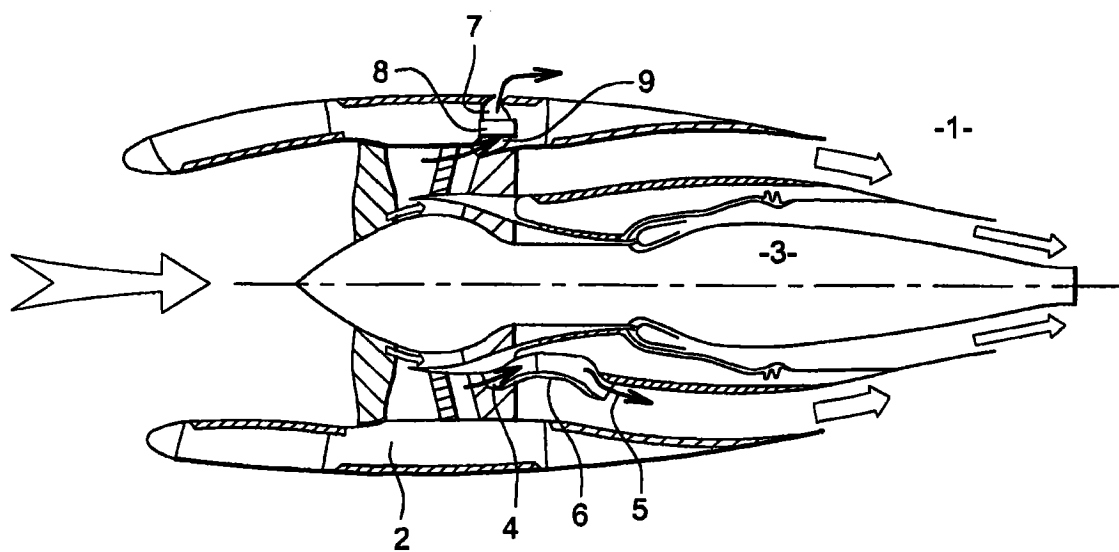


图 2

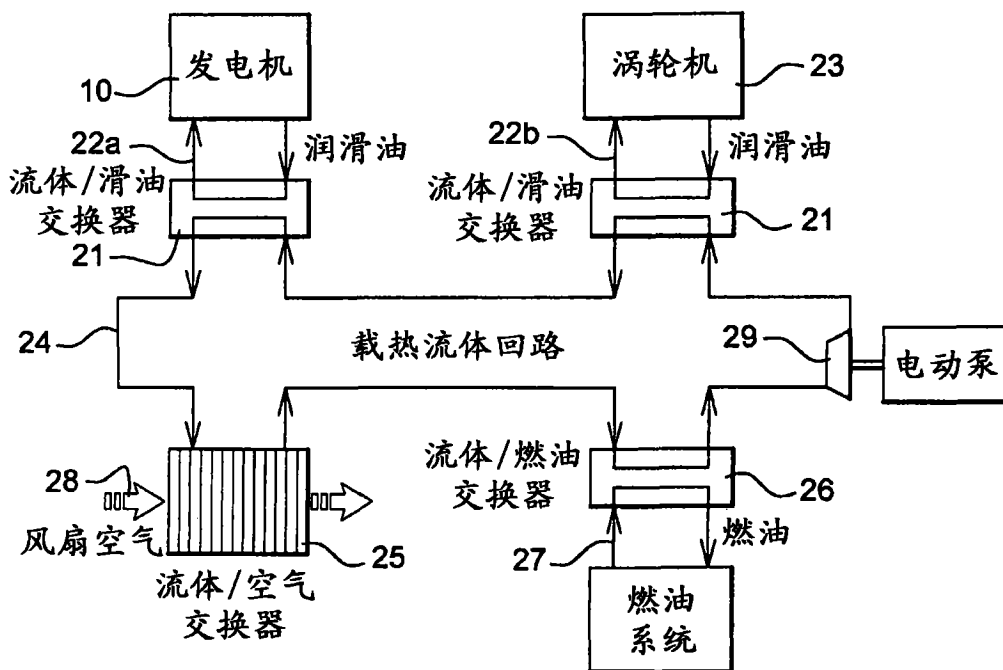


图 3

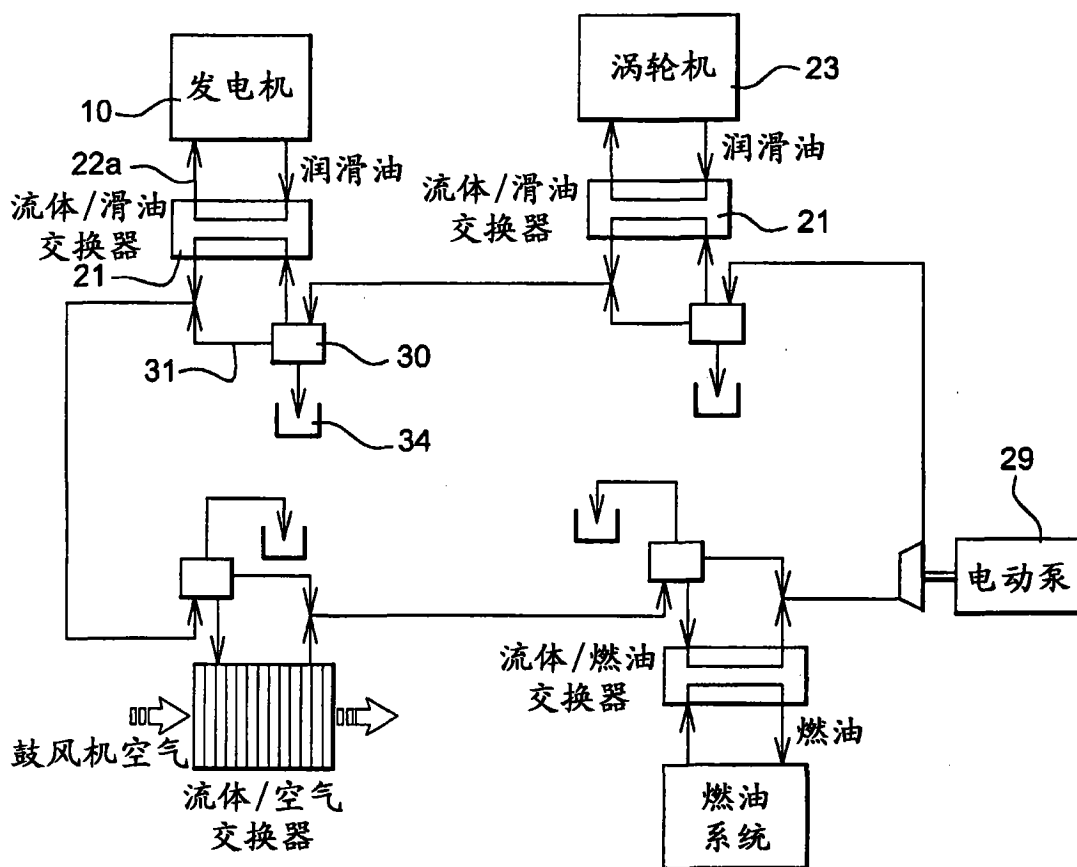


图 4

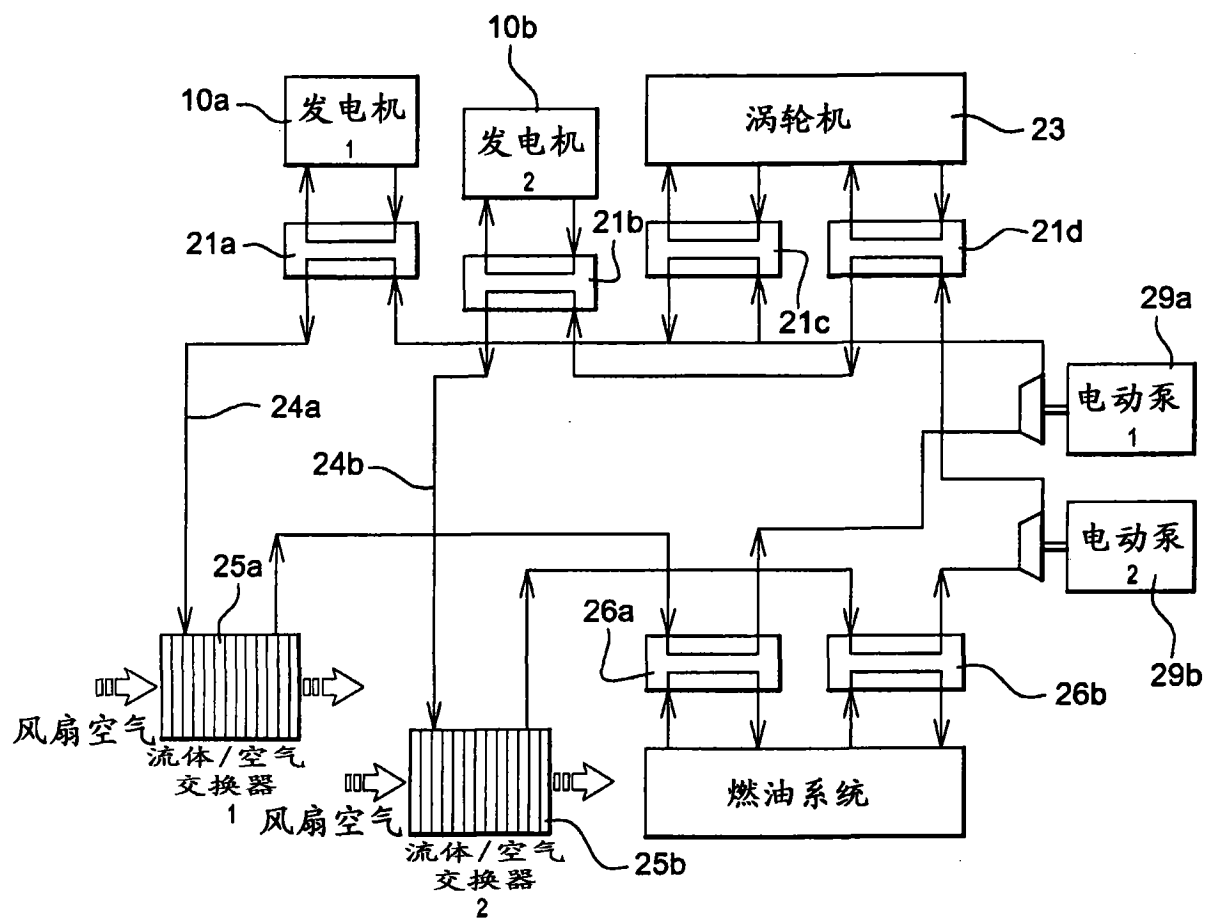


图 5

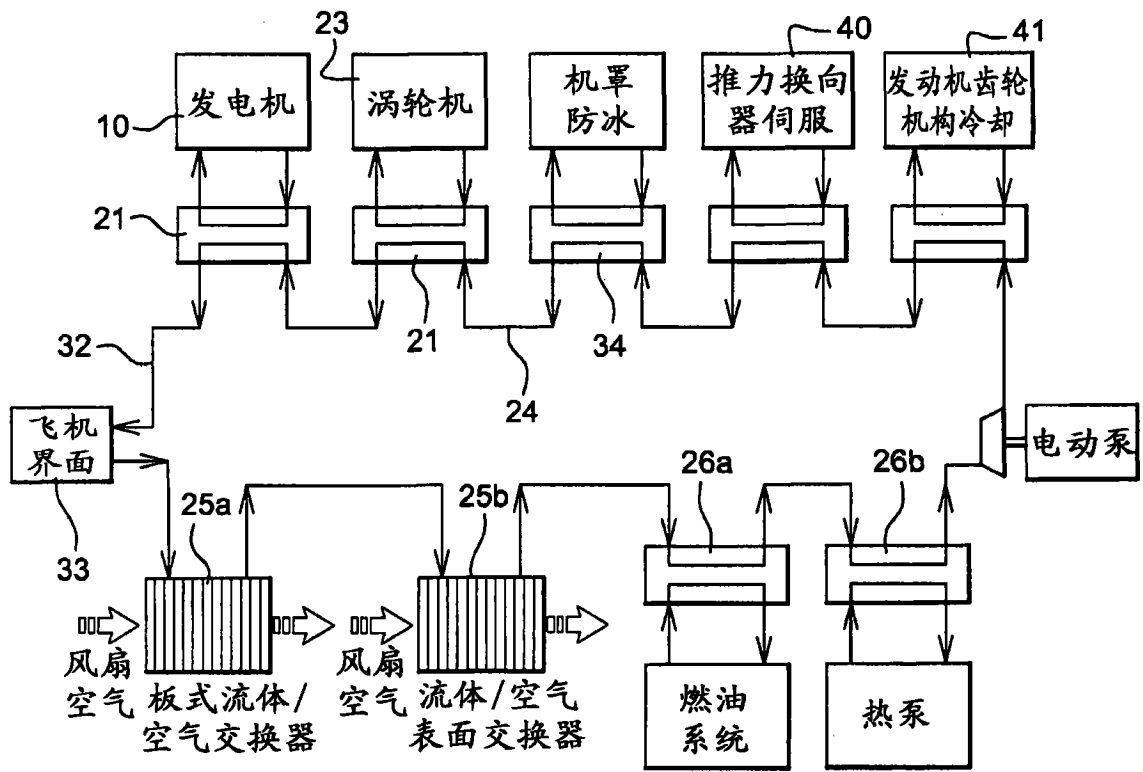


图 6