



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104080700 A

(43) 申请公布日 2014. 10. 01

(21) 申请号 201280068285. 1

(74) 专利代理机构 北京泛华伟业知识产权代理

(22) 申请日 2012. 11. 27

有限公司 11280

## (30) 优先权数据

1201893. 3 2012. 02. 03 GB

代理人 谭彦闻 胡强

3417/DEL/2011 2011. 11. 29 IN

(51) Int. Cl.

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

B64D 37/32(2006. 01)

2014. 07. 28

B64D 13/06(2006. 01)

B01J 19/14(2006. 01)

## (86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2012/073685 2012. 11. 27

## (87) PCT国际申请的公布数据

W02013/079466 EN 2013. 06. 06

(71) 申请人 伊顿有限公司

地址 英国汉普郡

(72) 发明人 A · E · 梅西 A · 达斯 M · P · 乔希

K · K · 玛哈尔塔卡尔

H · K · P · K · 科利帕拉

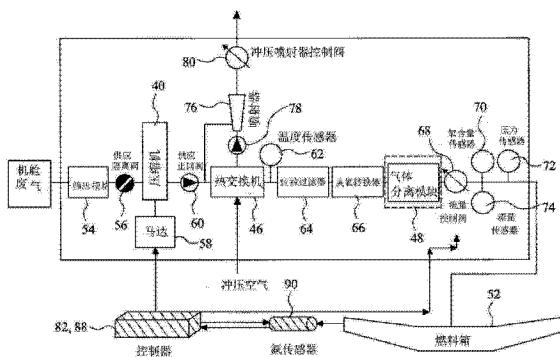
权利要求书2页 说明书7页 附图8页

## (54) 发明名称

机载惰性气体生成系统

## (57) 摘要

一种用于航空器的机载惰性气体生成系统，其接收来自相对低压源例如低压发动机引气或冲压空气的空气并且将其输到正排量压缩机(20)以提高该气体压力至适合于供应至气体分离模块(48)。为了在航空器飞行的巡航和下降阶段中提供高效的操作，可在较宽的范围内调节该正排量压缩机(40)的速度。压缩机(40)的运行速度和/或从ASM(48)到待惰化的空间中的流速可根据在待惰化的空间中的气体的成分、飞行状态和缺量容积中的至少一个来控制。



1. 一种用于在具有低压空气源的航空器中使用的机载惰性气体生成系统,该气体生成系统包括正排量压缩机(20),该正排量压缩机具有用于接收低压空气的一部分的入口和与在使用中输送富氮气体NEA部分和富氧气体OEA部分的气体分离模块(24)流体连通的出口,该富氮气体NEA部分被供应至待惰化的空间,该系统还包括用于驱动所述回转式正排量压缩机的马达、用于监测通过该气体分离模块ASM输送的至少其中一个所述部分的成分和/或该待惰化的空间中的成分的传感器以及响应于所述传感器的用于根据所述监测到的成分控制马达速度的控制器。

2. 根据权利要求1所述的机载惰性气体生成系统,其中,所述传感器监测所述富氮气体NEA的成分。

3. 根据权利要求2所述的机载惰性气体生成系统,其中,所述传感器监测该富氮气体NEA的氧含量和氮含量中的至少一个。

4. 根据前述权利要求中任一项所述的惰性气体生成系统,该系统包括位于该气体分离模块ASM下游的流体通道内的流量控制阀,所述控制器可操作以根据富氮气体NEA需求控制流量控制阀来改变经过该流体通道的流量。

5. 一种用于在具有机载低压空气源的航空器中使用的机载惰性气体生成系统,该气体生成系统包括正排量压缩机,该正排量压缩机具有用于接收所述低压空气的一部分的入口和与在使用中输送富氮气体NEA部分和富氧气体OEA部分的气体分离模块流体连通的出口,该系统还包括位于该气体分离模块ASM下游的气流通道内的流量控制阀、用于监测通过该气体分离模块ASM输送的至少其中一个所述部分和/或待惰化的空间中的成分的传感器和响应于所述传感器的用于根据所述监测到的成分控制流量阀的控制器。

6. 一种用于操作在具有低压空气源(如冲压空气或低压发动机引气)的航空器中的机载惰性气体生成系统的方法,该方法包括以下步骤:

向正排量压缩机供应所述低压空气的一部分,

由所述正排量压缩机向输送富氮气体NEA部分和富氧气体OEA部分的气体分离模块供应被压缩的空气,该富氮气体NEA部分被供应至待惰化的空间,

监测由该气体分离模块ASM输送的至少其中一个所述部分的成分和/或该待惰化的空间中的成分,和

根据所监测到的成分控制马达速度。

7. 一种用于操作在具有低压空气源(如冲压空气或低压发动机引气)的航空器中的机载惰性气体生成系统的方法,该方法包括以下步骤:

向正排量压缩机供应所述低压空气的一部分,

由所述正排量压缩机向输送富氮气体NEA部分和富氧气体OEA部分的气体分离模块供应压缩空气,该富氮气体NEA部分被供应至待惰化的空间,

监测由该气体分离模块ASM输送的至少其中一个所述部分的成分和/或待惰化的空间中的成分,和

根据所监测到的成分控制来自所述气体分离模块ASM的富氮气体NEA部分的流量。

8. 一种用于操作在具有低压空气源(如冲压空气或低压发动机引气)的航空器中的机载惰性气体生成系统的方法,该方法包括以下步骤:

向正排量压缩机供应所述低压空气的一部分,

由所述正排量压缩机向输送富氮气体 NEA 部分和富氧气体 OEA 部分的气体分离模块供应压缩空气，

向待惰化的空间供应该富氮气体 NEA 部分，和  
在该航空器机上储存和 / 或使用该富氧气体 OEA。

## 机载惰性气体生成系统

### 技术领域

[0001] 本发明涉及用于在航空器上生成惰性气体以便促成燃料箱和航空器上的其它区域惰性化的机载惰性气体生成系统。

### 背景技术

[0002] 在本说明书中采用被广泛接受的技术术语，其中术语‘惰性气体生成’意指生成缺氧或‘富氮气氛’(NEA)。近年用复合材料构造航空器机翼的趋势意味着由于复合材料较低的导热性，燃料箱内温度会高于由传统材料制成的机翼温度。因此，由于所经受的高温，更有必要高效地惰性化在复合材料机翼中的航空器燃料箱。众所周知使用一个或多个过滤器或‘气体分离模块’(ASM)，其允许供给的进气分离为富氮气体(NEA)部分和富氧气体(OEA)部分。为了高效地运行气体分离模块，需以相对高的压力(通常40磅/平方英寸( $2.76 \times 10^5$  Pag)或更大)供应进气给该模块。可以在较低压力下工作，但这将意味着需要更多气体分离模块，导致重量和复杂性增加，这不是所期望的。作为示例，如果向ASM供给的空气达到15磅/平方英寸，那么将需要每个重约27千克的十个ASM。但如果进气达到56磅/平方英寸只需两个ASM以提供所需的NEA含量。在过去，气体分离模块由来自航空器主动力装置的高压引气来供给。该引气被排出压缩器、经冷却、过滤然后供应给一个或多个ASM。该系统运行良好，但现更多地要求航空器制造商能够降低航空器的单位燃料消耗量(SFC)。已知由压缩机排出的高压气体对SFC有不利影响，因此现在有停止使用高压引气的趋势以优化发动机性能。这意味着需要找到用于供给该气体分离模块的替代流体源，并且基于上述原因该流体需处于升高的压力下。

[0003] US2006/0117956描述了一种机载惰性气体生成系统，该系统使用串联布置的两个压缩机或两级压缩机以向气体分离模块供应被压缩的空气。为了向气体分离模块提供高压，同时应对由压缩机转子叶片设计局限性所造成的严格约束，US2006/0117956提供了一种其中有串联运行的两个离心式压缩机的系统。来自第二级的压缩空气送到气体分离模块，而在第二级压缩机和气体分离模块之间设置气孔以使来自第二压缩机的流量能够增加，这导致当使用相同的压缩机转子叶片设计时第二压缩机的输出压力增大。尽管这给离心式压缩机提供了输出流量的更宽运行范围，但确实意味着在低流速下运行效率很低，这是因为过量的流体通过防喘振阀排出以防止叶轮损坏。由于该航空器在其运行大部分期间在巡航状态下运行，这意味着该离心式压缩机装置大多数时间是以远低于其最佳运行效率运行的。

[0004] 因此，离心式压缩机的固有特征不适应运行工况以及在航空器上升、巡航和下降的循环中所需的流速和压力的变动，并且造成如上所述的不必要的复杂解决方法，而只部分地解决问题。正如所指出的，该ASM在高于40磅/平方英寸( $2.76 \times 10^5$  Pag)压力下高效地运行。对于一个给定的任务，较低的压力需要更大的ASM或多个ASM(因此增加重量)，而较高的压力也许超过该ASM的最高工作压力。惰化系统的流量要求随飞行阶段改变而改变。下降需要最高NEA流速，这是因为惰化系统需要使燃料箱再次增压以均衡该箱和外界

压力。巡航需要最低流速因为该 NEA 流速只需补足由燃料燃烧引起的缺量容积的增加。依航空器类型、巡航高度和下降速度而定, 该最高下降流量与巡航流量的比例通常达到 6:1。这并不能很好地符合典型的离心式压缩机特征, 其因喘振极限和扩压器“阻塞”极限所限具有非常窄的流量范围。在离心式压缩机内流量可通过提高速度来增加, 但生成的压力随该速度的平方增加, 而且所需的功率随该速度的立方增加。必须调节额外的压力以避免损伤 ASM。这使得该 ASM 在惰化系统要求的流量范围效率很低。

[0005] 相比之下, 我们发现正排量式压缩机的特征非常适合提供变动较大的流量, 这是因为它们在足以供应 ASM 所要求的压力下可以提供大体上与速度成比例的流速, 且不存在会降低 ASM 寿命的、在较高流速下的显著压力增加。因此我们设计了一种旨在避免基于离心式压缩机的系统所遭遇的问题的机载惰性气体生成系统。

[0006] 在例如 US2006/0117956 中描述的装置中, 离心式压缩机在严格限制的速度范围内运行并且该压缩机在最大负载条件下运行。至燃料箱的 NEA 流量通过 NEA 流量控制阀控制, 且在部分载荷下, 来自压缩机的过量流量经喘振控制阀被排放到大气。这是马达的低效率使用, 而其出现是因为使用离心式压缩机时, 该马达速度由于喘振约束被严格限制。

## 发明内容

[0007] 相应地, 我们设计了一种系统, 其中可以在较宽的范围内调整由压缩机输送的流量而基本上不会降低该压缩机或 ASM 的效率。该系统的一个重要的优点在于, 该系统允许通过根据待惰化空间内检测到的气体纯度和 / 或根据在 ASM 中所需的运行压力改变压缩机速度来控制该机载惰性气体生成系统。

[0008] 相应地, 一方面, 本发明提供一种在具有低压空气源的航空器中使用的机载惰性气体生成系统, 该气体生成系统包括回转式正排量压缩机, 该压缩机具有用于接收所述低压空气的一部分的入口、与在使用中输送 NEA 部分和 OEA 部分的气体分离模块流体连通的出口, 该 NEA 部分被供应至待惰化空间, 还包括用于驱动所述回转式正排量压缩机的马达、用于监测通过该 ASM 输送的所述部分中至少之一的成分和 / 或该待惰化的空间中的成分的传感器、以及响应于所述传感器的用于根据所监测到的成分控制该马达速度的控制器。

[0009] 优选, 该正排量压缩机为在使用中提供基本上恒定并且连续的气流的回转式装置。

[0010] 优选, 所述传感器监测 NEA 的成分。这可以通过监测氧含量或氮含量或监测两者来完成。

[0011] 优选, 该系统包括在该 ASM 下游的气流通道中的流量控制阀, 并且该控制器可操作以控制该流量控制阀, 以便根据 NEA 要求改变经所述通道的流量。由此, 在向燃料箱供应 NEA 情况下, 所期望的流量可以基于燃料箱中的气体成分、缺量容积和飞行条件来确定。该飞行条件和燃料箱中的氧含量决定了 NEA 纯度和在该阶段中所需的 NEA 流量。

[0012] 另一方面, 本发明提供了一种在具有低压空气源的航空器中使用的机载惰性气体生成系统, 该气体生成系统包括具有用于接收所述低压空气的一部分的入口和与在使用中输送 NEA 部分和 OEA 部分的气体分离模块流体连通的出口的正排量压缩机、位于该 ASM 下游的气流通道中的流量控制阀、用于监测通过该 ASM 输送的至少其中一个所述部分和 / 或该待惰化的空间中的成分的传感器、以及响应于所述传感器作出回应的用于根据监测到的

所述成分控制该流量阀的控制器。

[0013] 另一方面，本发明提供了一种在具有低压空气源的航空器中使用的机载惰性气体生成系统，该气体生成系统包括正排量压缩机，该压缩机具有用于接收一部分所述低压空气的入口、与气体分离模块流体连通的出口，该气体分离模块在使用中输送 NEA 部分和 OEA 部分，NEA 部分被供应至待惰化的空间，并且 OEA 部分被储存和 / 或输送以为在该航空器上使用。

[0014] 在这里使用的术语“低压空气”是指低于气体分离模块所要求的进气压力的空气，一般情况下压力低于 40 磅 / 平方英寸并且通常在 20 磅 / 平方英寸至 30 磅 / 平方英寸的范围内。在一种方案中该低压空气可以是低压发动机引气。在另一方案中该低压空气可以是冲压空气。

[0015] 在一种配置中，为了提供至少一些电力以驱动压缩机，该气体生成系统可包括用于接收部分机舱空气并且使其膨胀的涡轮机。该涡轮机可以是可传动地连接到所述正排量压缩机以提供直接的机械驱动。作为替代或补充，该涡轮机可以可传动地连接到发电机。

[0016] 在一个马达驱动的配置中，电动马达可传动地连接到所述正排量压缩机，该压缩机可以方便地接收来自所述发电机或与其相关的能量储存装置的电能。另外，所述电动马达是可连接的，以接收来自航空器电源的电能。该马达可提供所需的全部功率或其中一部分，其中余量可由例如来自上述涡轮机的轴功率提供。

[0017] 电能控制器可以方便地被设置用于选择性地接收来自所述发电机（或与其相关的电能储存装置）的电能以及来自航空器电源的电能，并且用于可控地供应电能至所述电动马达。

[0018] 该惰性气体生成系统可包括位于所述正排量压缩机和气体分离模块之间的气流通道内的热交换机，该热交换机具有用于流体的加热和冷却通道，来自所述正排量压缩机的空气沿该冷却通道通过以降低供应至所述气体分离模块的空气温度。该热交换机可以接收来自冲压空气管的相对较冷的冲压空气。该系统可包括用于将机舱空气供应到该热交换机的加热通道的管道和用于将已加热的空气从热交换机的加热通道供应到所述涡轮机的入口的管道。在这种情况下，可设置用于选择性地向该热交换机供应相对较冷的冲压空气或机舱空气的阀。

[0019] 另一方面，本发明提供了一种用于在具有低压空气源的航空器中使用的机载惰性气体生成系统，该惰性气体生成系统包括具有用于接收所述低压空气的一部分的入口以及与气体分离模块流体连通的出口的压缩机，另一部分所述低压空气供应至涡轮机从该涡轮机那里接收和汲取至少一定比例的驱动该压缩机所需能量。该低压空气可以是冲压空气或来自航空器动力装置的低压引气。

[0020] 再另一方面，本发明提供了一种用于操作在具有低压空气源（例如冲压空气或低压发动机引气）的航空器中的机载惰性气体生成系统的方法，该方法包括以下步骤：

[0021] 向正排量压缩机供应所述低压空气的一部分，

[0022] 由所述正排量压缩机向输送 NEA 部分和 OEA 部分的气体分离模块供应被压缩的空气该 NEA 部分被供应至待惰化的空间，

[0023] 监测由该 ASM 输送的所述部分中至少之一的成分和 / 或在所述待惰化的空间中的成分，和

- [0024] 根据所监测的成分控制马达速度。
- [0025] 再一方面，本发明提供了一种用于操作在具有低压空气源（例如冲压空气或低压发动机引气）的航空器中的机载惰性气体生成系统的方法，该方法包括以下步骤：
- [0026] 向正排量压缩机供应所述低压空气的一部分，
- [0027] 由所述正排量压缩机向输送 NEA 部分和 OEA 部分的气体分离模块供应被压缩的空气，该 NEA 部分被供应给待惰化的空间，
- [0028] 监测由该 ASM 输送的所述部分中至少之一的成分和 / 或所述待惰化的空间中的成分，和
- [0029] 根据所监测的成分控制来自所述 ASM 的 NEA 部分的流量。
- [0030] 再一方面，本发明提供了一种用于操作在具有低压空气源（例如冲压空气或低压发动机引气）的航空器中的机载惰性气体生成系统的方法，该方法包括以下步骤：
- [0031] 向正排量压缩机供应所述低压空气的一部分，
- [0032] 由所述正排量压缩机向输送 NEA 部分和 OEA 部分的气体分离模块供应被压缩的空气，
- [0033] 向待惰化的空间供应该 NEA 部分，和
- [0034] 在该航空器机上储存和 / 或使用该 OEA。
- [0035] 本发明还延及结合有上述机载惰性气体生成系统的航空器。
- [0036] 尽管上文已经描述了本发明，其延及任意在本文公开的任意特征之间或与其它特征一起的有创造性的组合或子组合。

## 附图说明

- [0037] 现在仅通过举例的方式参照附图介绍本发明的某些具体实施例，其中：
- [0038] 图 1 是根据本发明的机载惰性气体生成系统的第一实施例的框图；
- [0039] 图 2 是根据本发明的机载惰性气体生成系统的第二实施例的框图；
- [0040] 图 3 是根据本发明的机载惰性气体生成系统的第三实施例的框图；
- [0041] 图 4 和图 5 是根据本发明的机载惰性气体生成系统的第四实施例的框图；
- [0042] 图 6 是根据本发明的机载惰性气体生成系统的第五实施例的控制系统的框图；
- [0043] 图 7 是具体化图 6 的控制系统的、机载惰性气体生成方案的第五实施例的框图；
- [0044] 图 8 是根据本发明的机载惰性气体生成方案的第六实施例的框图，其中来自 ASM 的 OEA 部分被输送以用于其它的航空器服务。

## 具体实施方式

[0045] 以下介绍的实施例采用机械驱动和 / 或电驱动的变速正排量增压式压缩机来以适当的压力和流量供应空气至气体分离模块，以惰化航空器的燃料箱。能量回收涡轮机与该压缩机相结合，从而通过向该压缩机和涡轮机供给机舱空气以减少电力消耗。

[0046] 这些实施例使用由航空器环境控制系统 (ECS) 提供的客舱空气，该系统需要来自推进发动机的功率并且增加了发动机的单位燃料消耗。使空气在机舱中循环之后作为废气通过机外排气阀排到大气中。使用该空气用于燃料箱惰化用途不会引起单位燃料消耗 (SFC) 的额外增加，这是因为所需的能量已经由 ECS 承担了。在巡航高度下机舱压力通常

是 11 或 12 磅 / 平方英寸,这对于将空气分离为富氮气体 (NEA) 和富氧气体 (OEA) 并且如前所述通常在 40 磅 / 平方英寸以上运行的气体分离模块 (ASM) 来说太低了。来自 ASM 的 OEA 作为废气排到机外,而 NEA 被输到燃料箱来提供惰性缺量气体。以下这些实施例在巡航阶段通过利用‘免费的’机舱空气用涡轮机来产生动力从而向变速正排量压缩机提供动力。

[0047] 在图 1 中示出的第一实施例中,机舱空气(通常在 11 磅 / 平方英寸 ( $0.76 \times 10^5$  帕斯卡)) 被供应至涡轮压缩机模块 10,其中一部分机舱空气被供应至能量回收涡轮机 12,由该涡轮机 12 的出口排出机外。该涡轮机的输出轴 14 或者直接地或者通过齿轮箱或马达 16 连接到压缩机 20 的输入轴 18。由该压缩机供应的被压缩的机舱空气部分输到热交换机 22 的冷却通道并且从那里输到气体分离模块 24。然后,该气体分离模块 24 将 NEA 供应至航空器燃料箱以用于惰化。OEA 被排出机外。该热交换机 22 接收沿热交换机的加热通道通过然后被排出机外的相对冷的冲压空气。该压缩机 20 是设计为具有 2 到 4 之间的压力比的正排量压缩机或泵。可使用任意适合形式的正排量压缩机或泵,其与那些作为用于内燃机的增压器并且通常可以基于不包括内部压力生成的、改进的罗茨式正排量泵类型相似。该正排量压缩机可以是单级或多级装置。一个适合装置的例子是可从伊顿公司获取的双涡流系统 (TVS) 罗茨式增压器。在该实施例中,使用正排量压缩机能够提供下降所需的高流速而基本上不会增大输出压力,输出压力增大是离心式压缩机所固有的。此外,在某些实施例中压缩机的动力可以至少部分地由来自排放机舱空气的“免费”能量提供,这些机舱空气无论怎样都会由机舱环境控制系统排放。

[0048] 参考图 2,第二实施例与第一实施例非常相似,故使用相似的标记。此处能量回收涡轮 12 的输出推进力被供应至向控制器 28 供应电力的发电机 26,其中控制器 28 还可以接收来自航空器电源的电力。该控制器 28 向驱动正排量压缩机 20 的驱动轴 18 的马达 30 提供电力。该电力控制器结合并调节由涡轮发电机 26 产生的电力与来自航空器电源的电力,并且根据巡航和下降的需要来控制压缩机的速度。

[0049] 现在参考图 3,第三实施例在多个方面与第二实施例相似,故使用相似的标记。如前所述,机舱空气用来驱动能量回收涡轮机 12,该涡轮机驱动向控制器 28 供应电力的发电机 26。另一部分机舱空气供应至正排量压缩机 20。然而在第三实施例中,供应至涡轮机的那部分机舱空气、而非冲压空气首先通过热交换机 22。这提高了供应至涡轮机的那部分机舱空气的温度并且因此提高了其热含量,并且改善了对于给定的涡轮机出口温度的能量汲取,同时冷却供应至气体分离模块 24 的那部分机舱空气。供应至涡轮机的机舱空气进气温度的提高也可缓解涡轮机结冰。随着航空器下降,机舱和大气的压力比随高度的降低而减小。这导致涡轮机功率减小,并且通过控制器 28,压缩机 20 从航空器电源获得越来越多的电力。在地面上,机舱内 / 外界的压力差为零,故压缩机所需的所有电力必须由航空器电源提供。阀 32 设置在热交换机的上游以便在下降时以及在地面时,可以操控阀 32 将加热通道的冷却空气从机舱空气转换成冲压空气。或者,当机舱的压差不足以提供所需的冷却流时,可将风扇(未示出)加入到该系统中以提高供应至热交换机的那部分机舱空气的流速。

[0050] 本文所述的不同实施例中一个重要的益处是这些实施例减少了在巡航高度条件下的单位燃料消耗,这对航空器经济性而言是最关键的。下降是相对较短的期间,其电力消耗不那么关键并且总能有足够的可用的电力,因为在下降阶段不需要大电力负载(例如机

上厨房的烤箱),故使用电力来驱动压缩机不会对航空器发电机尺寸造成限制。

[0051] 现在参考图 4,示意性地示出了根据本发明的另一实施例,其中机舱废气在筛滤后输到包括有第一级正排量压缩机 40 的多级正排量压缩机装置,该压缩机 40 接收一部分机舱空气并且在该部分机舱空气通过中间冷却器 42 输到第二级正排量压缩机 44 之前压缩该部分机舱空气。机舱空气在每级正排量压缩机的通常压力比在 1:4 到 1:6 的范围内。然后,被压缩的机舱空气从第二级正排量压缩机 44 通过后冷却器 46 输到气体分离模块 48。NEA 部分通过流量控制阀 50 输入到燃料箱 52。现在参考图 5,示出了图 4 中装置的更详细配置,其中赋予相同的部件相同的附图标记。机舱废气通过筛滤模块 54 和供应隔离阀 56 输入到正排量压缩机 40,该压缩机如前所述可以包括单级或多级正排量压缩机。如图所示,该压缩机由马达 58 驱动但同样地也可以至少部分或完全地由例如膨胀涡轮机(未示出)提供的轴功率驱动。被压缩的机舱空气从该正排量压缩机 40 起、通过供应止回阀 60 输入热交换机 46 中,以便沿该热交换机的冷却通道输送。在空气输入颗粒过滤器 64,臭氧转换器 66 并进而输入气体分离模块 48 之前,温度传感器 62 监测在热交换机 46 出口处的空气温度。在气体分离模块 48 的出口处有控制进入到燃料箱 52 的 NEA 部分的流量的流量控制阀 68。氧含量、压力和流速由各自的传感器 70、72、74 检测。

[0052] 在一些情况下,比如航空器在地面上或低速飞行时,冲压空气压力可能不足以推动气流穿过热交换机,在这些情况下可以用喷射器。因此,一部分来自压缩机 40 的空气可以从供应止回阀 60 和热交换机 46 之间的通道中流出。该流出的气流输到喷射器 76,该喷射器运行以通过控制阀 78 经热交换机 46 抽出冲压空气的冷却气流,然后将该气流经冲压喷射器控制阀 80 排出机外。或者,可设置风扇以经热交换机 46 抽出冲压空气。

[0053] 现在参考如图 6 和 7 所示的实施例,描述了用于操作机载惰性气体生成系统以便由 ASM 提供所需的 NEA 流体的控制系统。赋予上述实施例的相同部件以相同的标记,且不再详述。

[0054] 期望的 NEA 流量取决于燃料箱中的氧气含量、缺量容积和飞行状态。在巡航期间,该 NEA 流量低,因为它只需补足由于燃料燃烧而造成的容积。在该阶段中,NEA 中氮纯度较高,并且燃料箱中氧含量随时间稳定降低至远低于最大允许值的水平。在下降期间,该 NEA 流量需要再压缩燃料箱缺量,以提高气体浓度来防止含 21% 氧气的空气进入其中。在该阶段中富氮纯度可高于最大允许值,但其与箱内的较低浓度相混合以提供在允许限度之内的净浓度。在确定所需的 NEA 流量后,控制器控制流量控制阀以相应地调节该 NEA 流速。随着该 NEA 流速改变,这会影响自 ASM 的 NEA 气流通道中的压力。这通过调节压缩机的速度来补偿,以恢复该气流通道中的期望压力。ASM 中的压力取决于所需的质量流率和所需的氧浓度,因此,该 ASM 线路中的期望压力将取决于飞行阶段。由于该 NEA 流量在下降开始时增加,故 ASM 入口压力将因气流的供应不足而降低。该控制器将检测到该压力降低并且给压缩机马达发信号以提高其速度并且因此输送气流来将 ASM 入口处的压力恢复至可控水平以匹配所增加的流量的要求。

[0055] 现在具体参考图 6,在该配置中,自 ASM48 伸出的线路中所需的压力是作为比较器 84 的指令信号的输入,其在该比较器中与通到 ASM48 的线路中的压力相比较。比较的结果供应至驱动在此为无刷直流马达的马达 58 运行的控制器 82。该马达驱动第一级增压器 40 并且通过齿轮箱 85 驱动第二级增压器 44。来自 ASM 的 NEA 气流通过流量控制阀输入燃料

箱 52。输送到燃料箱的 NEA 的质量流量在比较器 86 处与所需的质量流速相比较,随后该比较结果传到控制流量控制阀 50 的控制器 88。

[0056] 现在参考图 7,其示出与图 5 中所描述的相似的系统,但除了氮传感器 90 监测燃料箱缺量的成分并且向控制器 82、88 提供表示该成分的信号。该氮传感器可以设置在燃料箱内或外。该传感器可由氧传感器或监测缺量中的或从 ASM48 到燃料箱 52 的气流通道上游的气体成分的其它纯度传感器替代。根据该传感器的测量,该控制器调节马达 58 的速度和流量控制阀 68 的设置,以提供所需的经 ASM 的压力和流量,以便调节或保持燃料箱中所需的成分。因此,当缺量中的氮含量在允许的限度内时,该控制器可以关闭马达 58 或将该马达置于空转模式,从而节省该系统的能量、降低损耗和破损,并且总体上提高了效率。这特别适合航空器,其中许多辅助设备由电力驱动而非依靠机械输出或来自该航空器动力装置的引气来驱动。

[0057] 图 8 示出与图 1 至 5 相似的实施例,但除了来自 ASM 的 OEA 部分被输送用于其它可使用氧气或 OEA 的机载设备或系统,例如在机舱失压或紧急降落的情况下作为乘客的应急氧气。该 OEA 也可用在非紧急情况下例如返回到机舱以用于补充机舱空气供给。

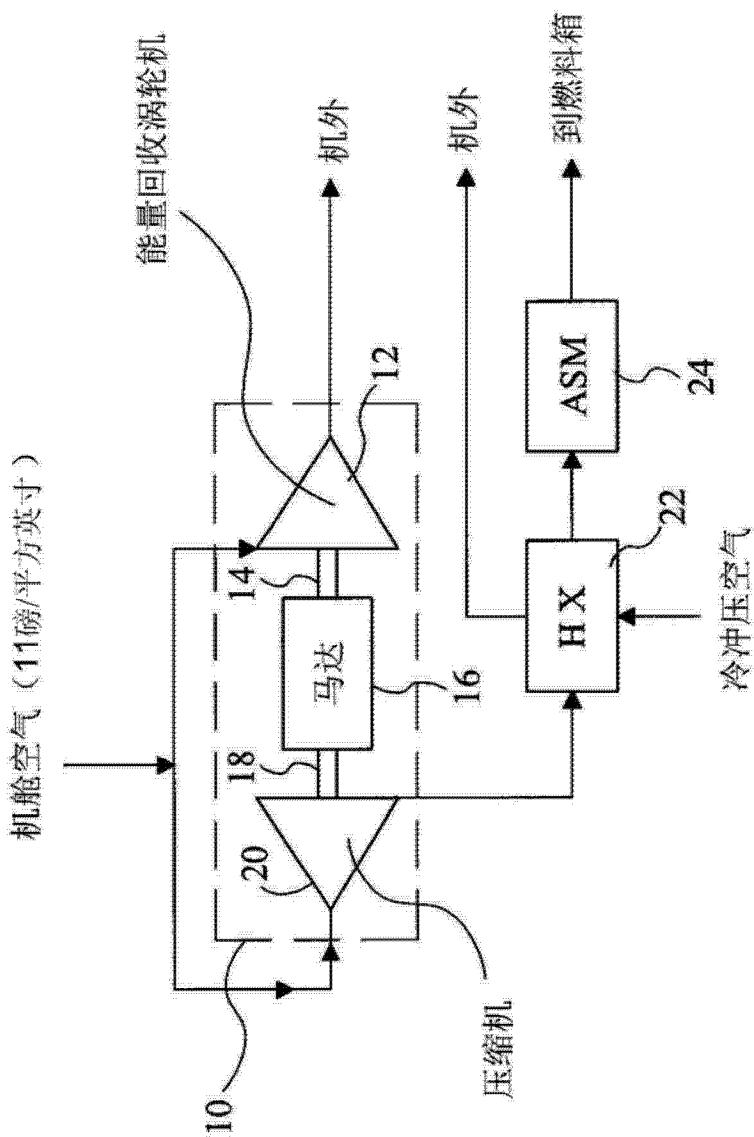


图 1

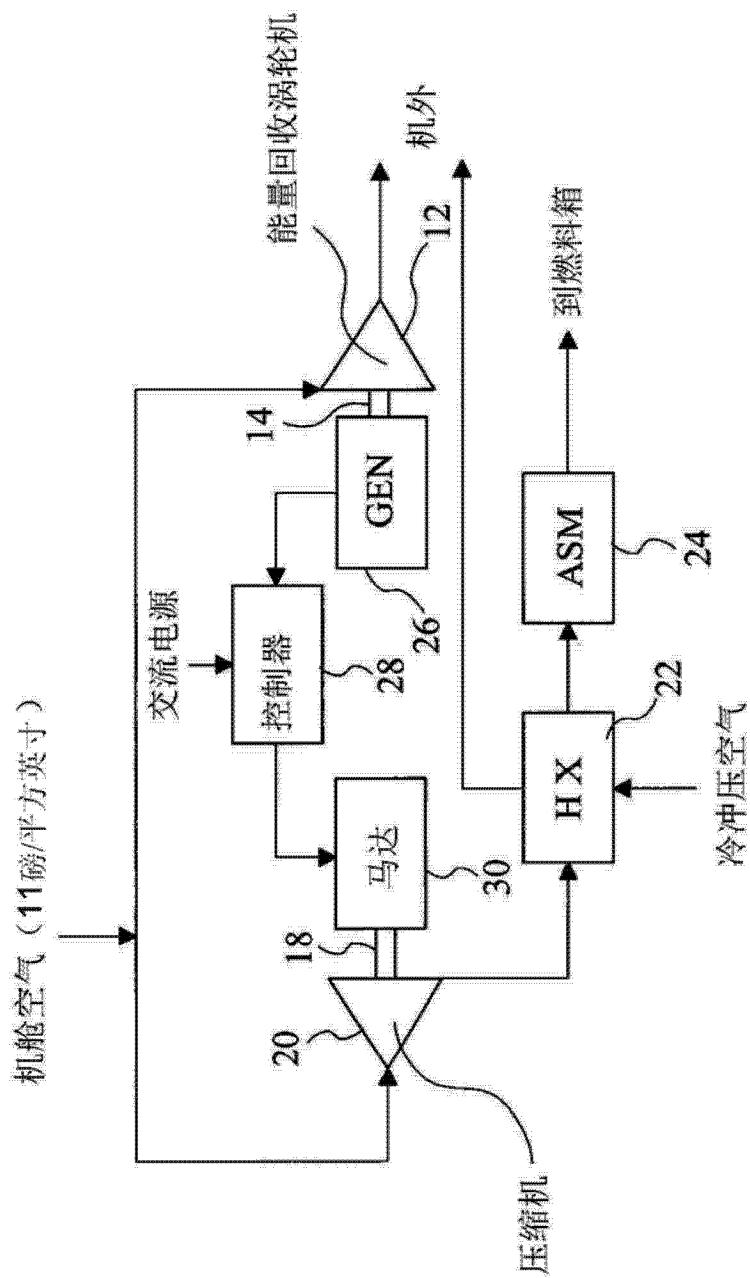


图 2

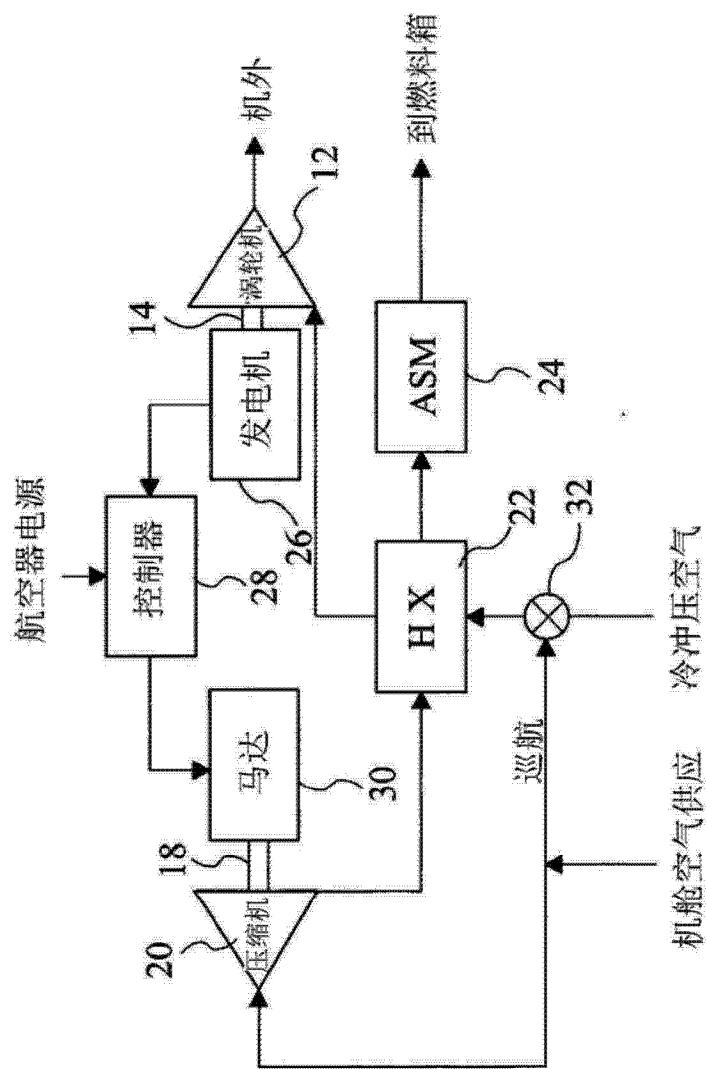


图 3

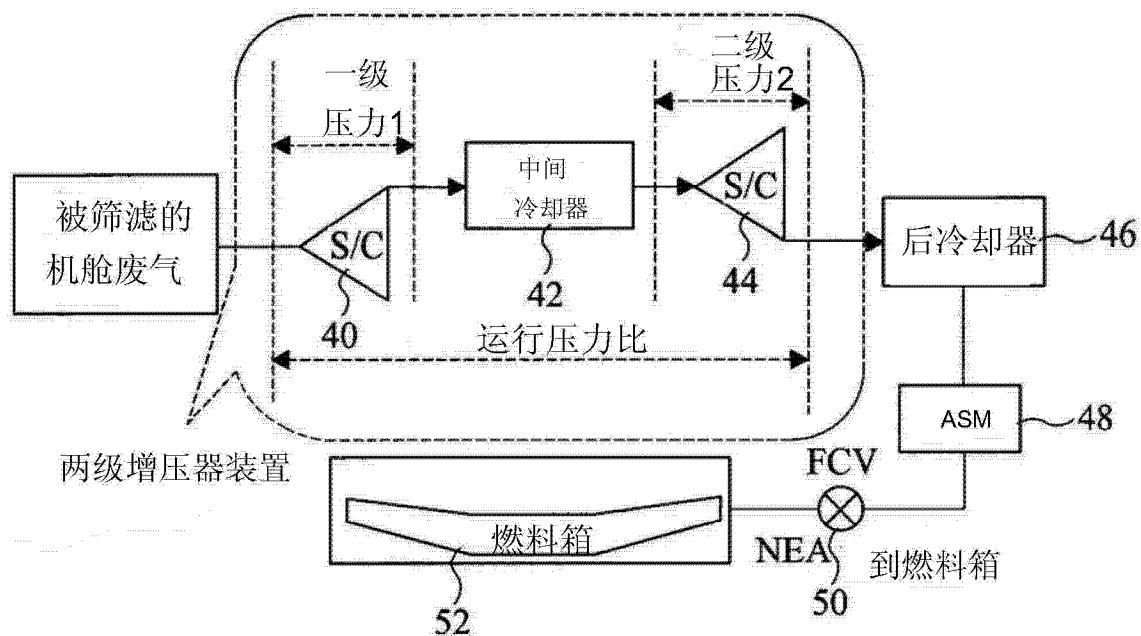


图 4

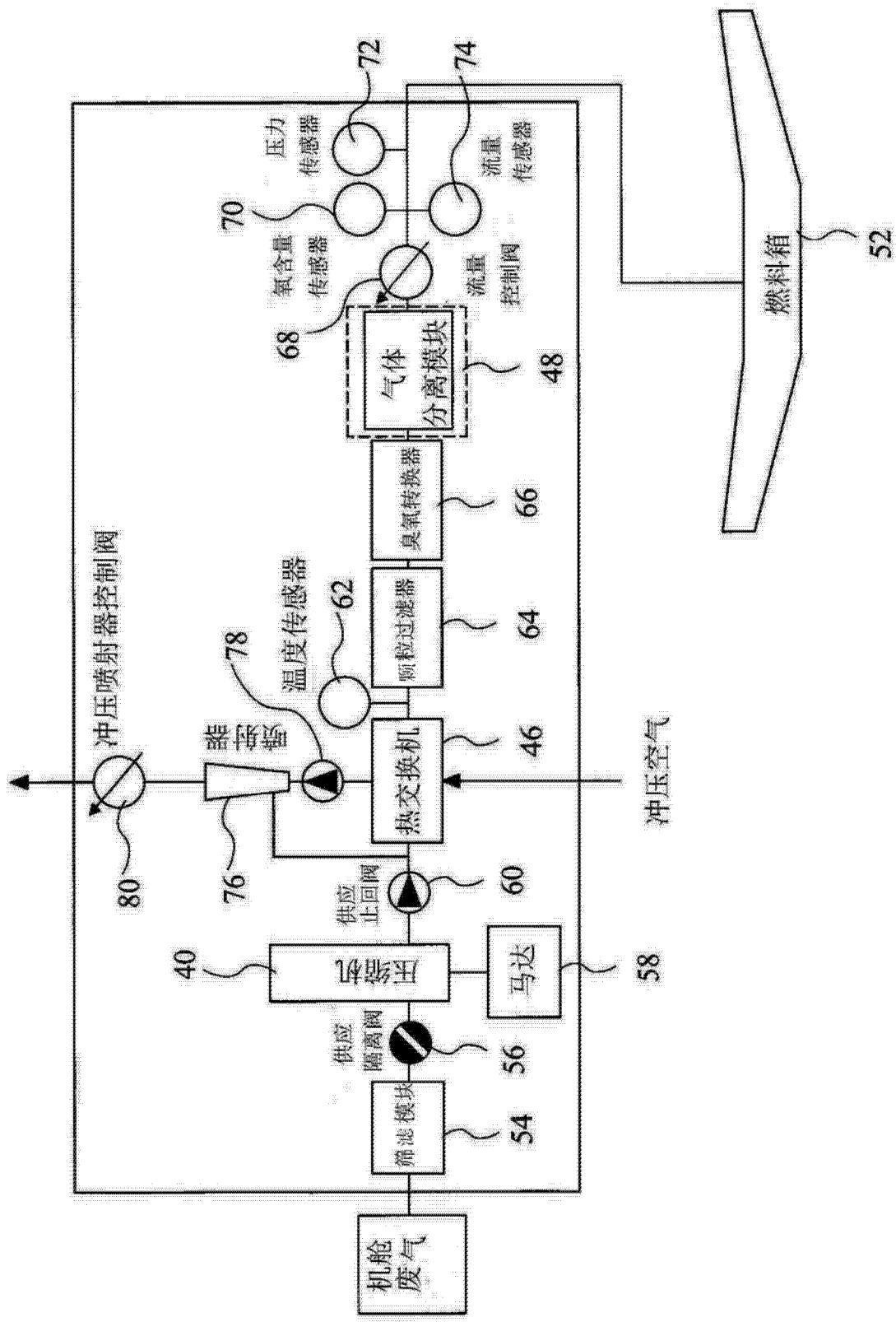
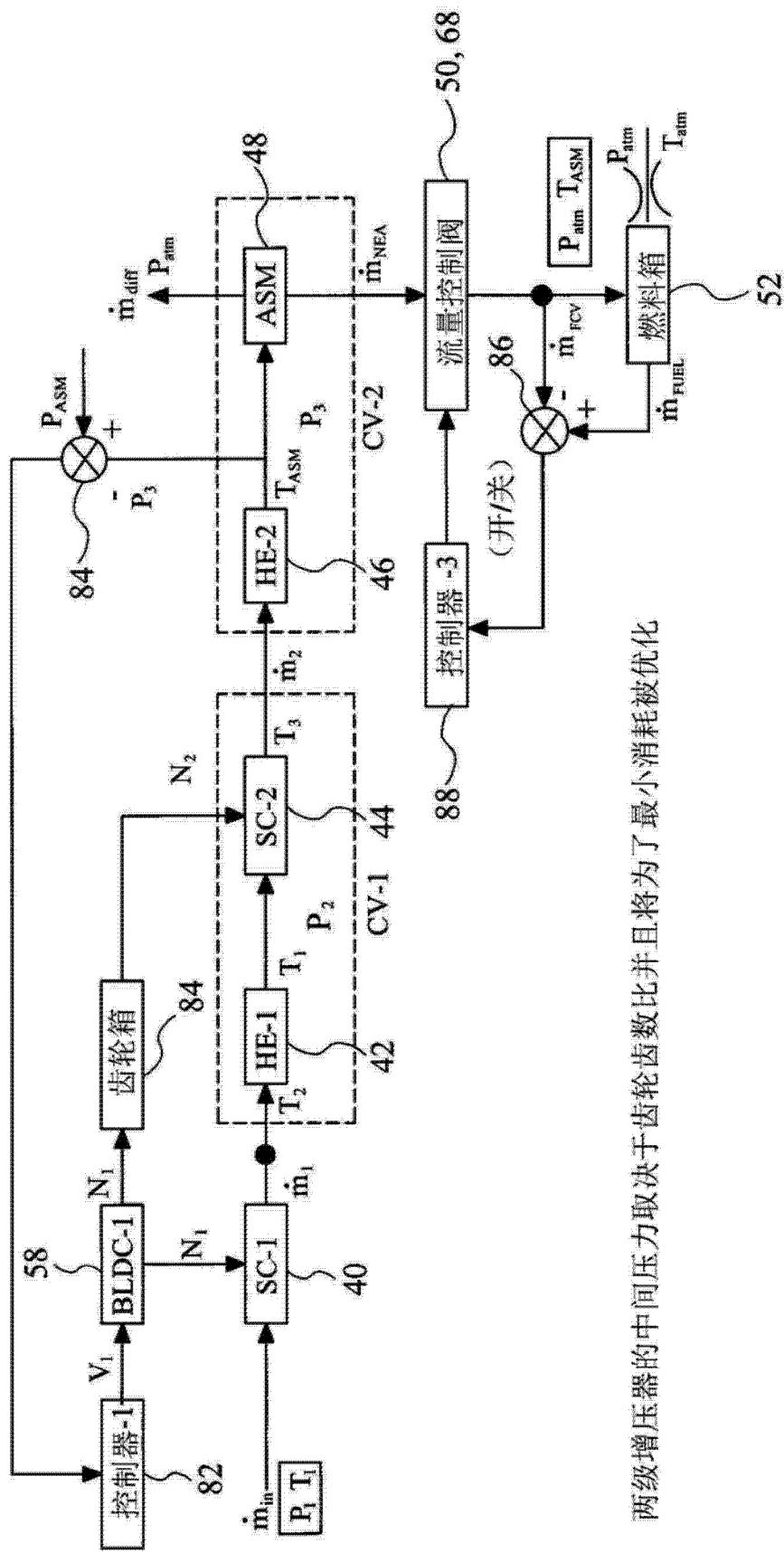


图 5



两级增压器的中间压力取决于齿轮齿数比并且将为了最小消耗被优化

图 6

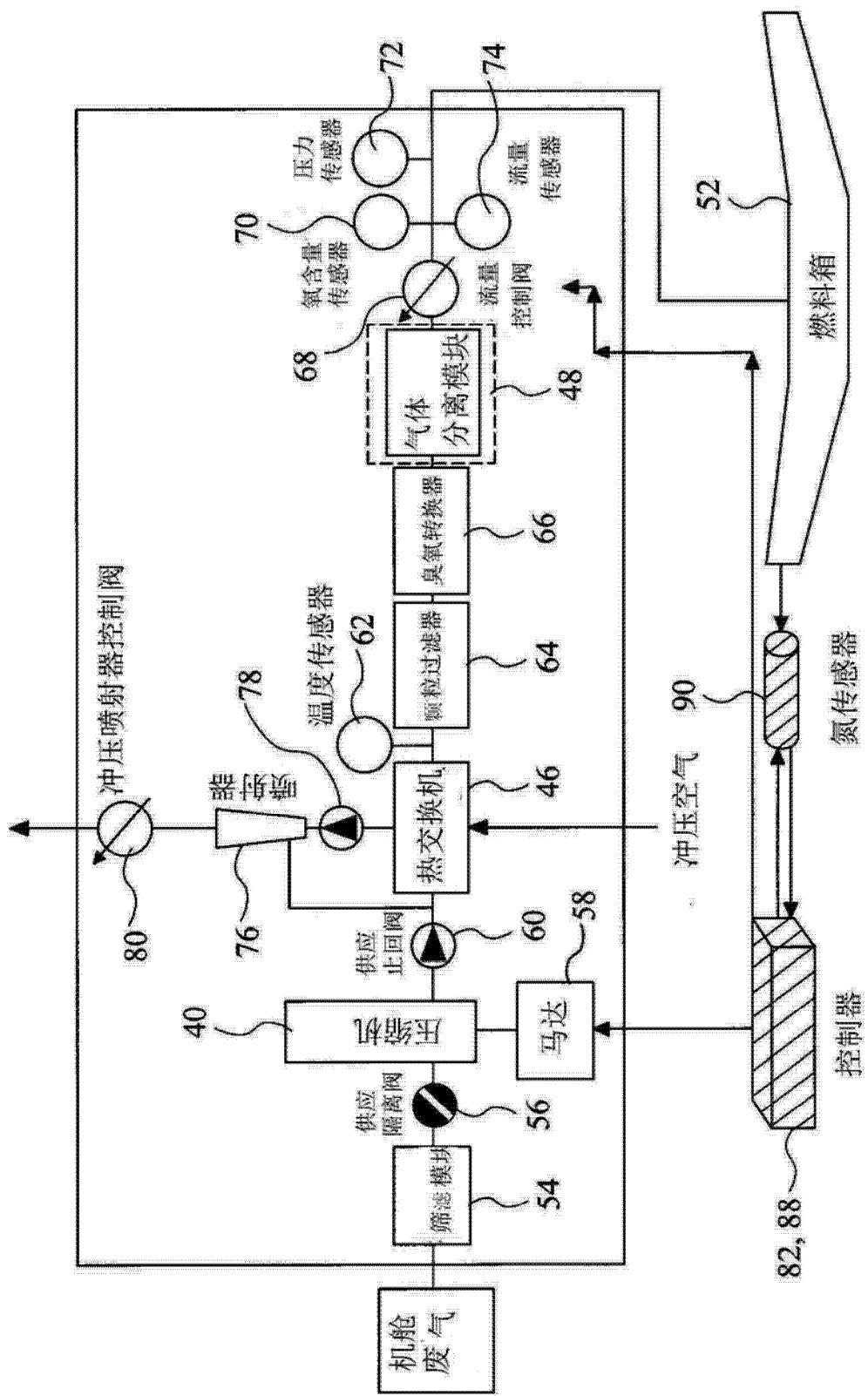


图 7

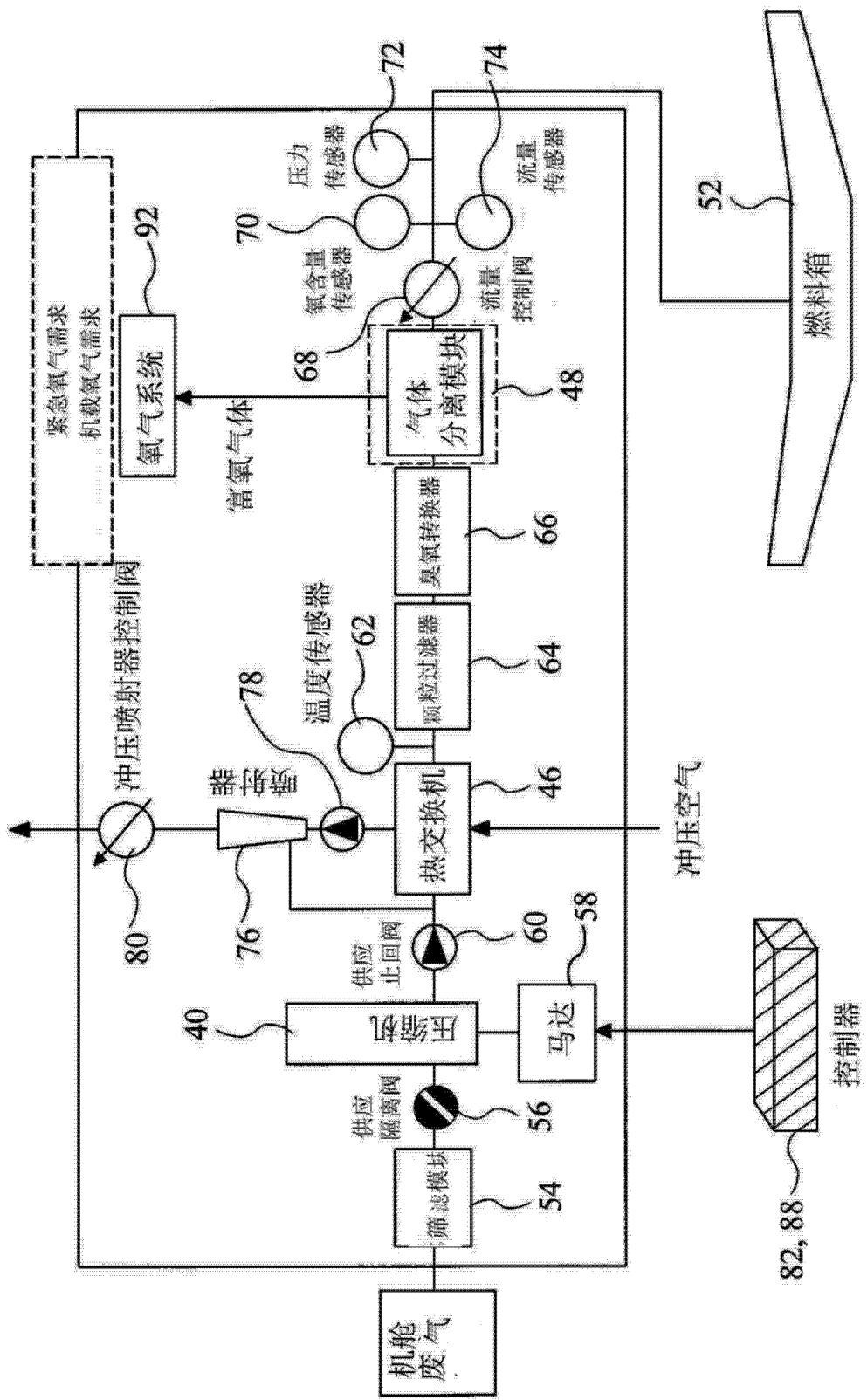


图 8