



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103010466 B

(45) 授权公告日 2015. 10. 07

(21) 申请号 201210492291. 1

(22) 申请日 2012. 11. 27

(73) 专利权人 北京航空航天大学  
地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

(72) 发明人 张兴娟 柯鹏 刘贵林 王超  
陈龙

(51) Int. Cl.  
B64D 13/02(2006. 01)

审查员 丁海涛

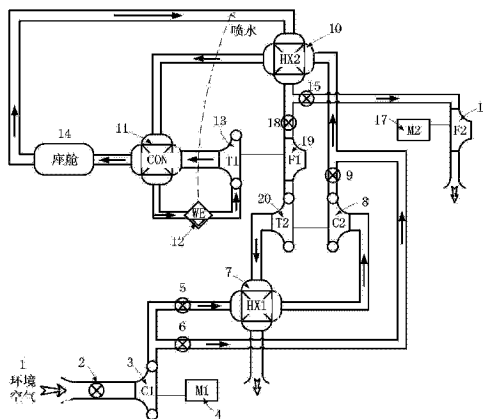
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

双级压缩空气循环制冷系统

(57) 摘要

本发明公开了一种双级压缩空气循环制冷系统,用于飞行器环境控制系统技术领域。该系统利用电机和冷边回收功驱动两级压气机,直接压缩环境空气,并用座舱排气替代冲压空气,避免了从发动机引气和从机外引入冲压空气的不足,可提高座舱供气质量,减少系统重量和代偿损失。取代二级压缩的旁路设计保证该系统在地面工况也能对舱内实现环境控制,满足全高度应用需求。



1. 一种双级压缩空气循环制冷系统,包括:环境空气(1),第一阀门(2),一级压缩机(3),第一电机(4),第二阀门(5),第三阀门(6),初级换热器(7),二级压缩机(8),第四阀门(9),次级换热器(10),冷凝器(11),水分离器(12),冷却涡轮(13),座舱(14),第五阀门(15),第二风扇(16),第二电机(17),第六阀门(18),第一风扇(19),动力涡轮(20),其特征是:采用双级压缩实现座舱增压供气,由第一电机(4)驱动的一级压缩机完成第一级压缩,由冷却涡轮(13)驱动的二级压缩机完成第二级压缩,使用座舱排气替代冲压空气,作为次级换热器(10)和初级换热器(7)的冷却工质,座舱排气在动力涡轮(20)中膨胀做功以驱动二级压缩机,实现回收其可用功的目的。

2. 根据权利要求1所述的双级压缩空气循环制冷系统,其特征在于:由第一电机(4)驱动的一级压缩机(3)压缩环境空气(1)以替代发动机引气,不影响发动机推力,同时消除了发动机滑油挥发对空气洁净度的影响,并降低系统的代偿损失。

3. 根据权利要求1所述的双级压缩空气循环制冷系统,其特征在于:通过调整第二阀门(5)、第四阀门(9)、第六阀门(18)和第三阀门(6)、第五阀门(15)的先后开闭,可以实现制冷系统在高空巡航状态和地面状态的环境控制,详述如下:

在地面状态,关闭第二阀门(5)、第四阀门(9)、第六阀门(18),开启第三阀门(6)、第五阀门(15),环境空气只经过一级压缩机(3)压缩,增压比较小,通过冷却涡轮(13)膨胀后送入座舱(14),座舱排气由第二电机(17)驱动的第二风扇(16)抽吸,在次级换热器(10)中冷却来自一级压缩机(3)的高温空气后排出;

在高空状态,开启第二阀门(5)、第四阀门(9)、第六阀门(18),关闭第三阀门(6)、第五阀门(15),环境空气在由第一电机(4)驱动的一级压缩机(3)和冷却涡轮(20)驱动的二级压缩机(8)中分别实现两级压缩,增压比较大,经由冷却涡轮(13)膨胀后送入座舱(14),座舱排气由冷却涡轮(13)驱动的第一风扇(19)抽吸,在次级换热器(10)中对来自二级压缩机(8)的高温气流实施冷却,座舱排气再经由动力涡轮(20)膨胀以回收其可用功,其温度和压力均降低,随后流经初级换热器(7)的冷边后排出到外环境。

4. 根据权利要求1所述的双级压缩空气循环制冷系统,其特征在于:所述的次级换热器(10)和初级换热器(7)的冷却工质直接来自座舱排气,不使用来自环境空气的冲压空气,因此可以取消冲压空气入射口,减小系统代偿损失。

5. 根据权利要求1所述的双级压缩空气循环制冷系统,其特征在于:高空巡航状态下使用座舱排气作为所述冷却工质的同时通过动力涡轮(20)回收其可用功,以驱动二级压缩机(8)对来自初级换热器(7)的热边的气流实现二级增压,提高了系统的能源利用率。

## 双级压缩空气循环制冷系统

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种采用双级压缩的空气循环制冷系统,属飞行器环境控制系统技术领域。

### 背景技术

[0002] 目前,在飞机上使用的空气循环制冷系统有两轮简单式、两轮升压式、三轮升压式和四轮升压式。这些系统的供气均需从发动机提供,在增加系统代偿损失的同时也降低了座舱供气的清洁度。系统的冷边需要从机外引进冲压空气,从而使飞机的阻力增加。座舱排气直接排出机外或经过电子设备舱后再排出机外,相对于机外的低压环境,这部分可能可以回收。目前,排气的可用功回收在国内尚未见有相关专利提出。

### 发明内容

[0003] 本发明提供一种性能好、空气洁净度高、能量利用率高的双级压缩空气循环制冷系统,避免了从发动机引气和引进机外冲压空气的不足,同时回收座舱排气的可用能。

[0004] 双级压缩空气循环制冷系统主要包括:环境空气,阀门,一级压缩机,电机,换热器,二级压缩机,冷凝器,水分离器,冷却涡轮,座舱,风扇,动力涡轮。本系统以高空巡航状态为主,兼顾地面工况的环控要求,设计了旁路系统。

[0005] 高空巡航状态时,环境空气(1)首先流经第一阀门(2)进入由第一电机(4)驱动的一级压缩机(3),被升温升压后流经第二阀门(5),并进入初级换热器(7),释放一部分热量后温度有所降低,再流经二级压缩机(8),压力和温度进一步升高,随后流经第四阀门(9)和次级换热器(10)的热边释放热量,再流经冷凝器(11)的热边进一步降温,随后通入水分离器(12)除去水分,再流经冷却涡轮(13)膨胀降温,其温度和压力均大幅降低,最后流经冷凝器(11)的冷边吸收热量,温度有所回升后送入座舱(14)。座舱排气直接通入次级换热器(10)的冷边,作为其冷却工质对来自二级压缩机(8)的高温高压气流进行冷却降温,流经次级换热器(10)的冷边的这股座舱排气,随后被第一风扇(19)抽吸,其压力略微升高,随后进入动力涡轮(20)中膨胀降温,在动力涡轮(20)中,其可用功被回收以驱动二级压缩机(8),从动力涡轮(20)流出的这股低温气流通入初级换热器(7)的冷边以利用其冷量对来自一级压缩机(3)的热的压缩空气降温,流经初级换热器(7)的冷边的这股座舱排气最后被排出机外。

[0006] 地面状态时,环境空气(1)首先流经第一阀门(2)进入由第一电机(4)驱动的一级压缩机(3),在其中升温升压后流经第三阀门(6)直接进入次级换热器(10)的热边释放热量,随后进入冷凝器(11)的热边进一步降温,接着流经水分离器(12)后在冷却涡轮(13)中膨胀降温,其温度和压力均大幅降低,从冷却涡轮(13)中流出的气流流经冷凝器(11)的冷边吸收热量,其温度有所回升后送入座舱(14)。座舱排气直接通入次级换热器(10)的冷边,随后流经第五阀门(15),在由第二电机(17)驱动的第二风扇(16)的抽吸作用下排出机外。

[0007] 该双级压缩空气循环制冷系统的特征在于：

[0008] (1) 系统供气完全由机外环境空气提供，避免了从飞机发动机引气，从而不影响发动机推力，减少了代偿损失，且避免了发动机滑油挥发对空气洁净度的影响；

[0009] (2) 通过调整第二阀门 (5)、第四阀门 (9)、第六阀门 (18) 和第三阀门 (6)、第五阀门 (15) 的先后开闭，可以实现制冷系统在高空巡航状态和地面状态的环境控制，详述如下：

[0010] ●关闭第二阀门 (5)、第四阀门 (9)、第六阀门 (18)，开启第三阀门 (6)、第五阀门 (15)，环境空气只经过一级压缩机 (3) 压缩，增压比较小，通过冷却涡轮 (13) 膨胀后送入座舱 (14)，座舱排气由第二电机 (17) 驱动的第二风扇 (16) 抽吸，满足地面工况时的座舱环境控制；

[0011] ●开启第二阀门 (5)、第四阀门 (9)、第六阀门 (18)，关闭第三阀门 (6)、第五阀门 (15)，环境空气由一级压缩机 (3) 和二级压缩机 (8) 压缩，增压比较大，通过冷却涡轮 (13) 膨胀后送入座舱 (14)，座舱排气由冷却涡轮 (13) 驱动的第一风扇 (19) 抽吸，经过动力涡轮 (20) 膨胀，满足高空巡航状态的座舱环境控制。

[0012] (3) 座舱排气直接通入系统冷边，替代冲压空气。从而去除了冲压空气的入射口，减少了系统的代偿损失；

[0013] (4) 系统冷边的可用功回收。相对于高空巡航的低压外环境，冷边的座舱排气具有可用功，这部分功量可通过动力涡轮回收，以驱动二级压缩机。

#### 附图说明

[0014] 图 1 是一种双级压缩空气循环制冷系统示意图。

[0015] 图 2 是该双级压缩空气循环制冷系统在高空巡航状态的示意图。

[0016] 图 3 是该双级压缩空气循环制冷系统在地面状态的示意图。

[0017] 图中，1. 环境空气，2. 第一阀门，3. 一级压缩机，4. 第一电机，5. 第二阀门，6. 第三阀门，7. 初级换热器，8. 二级压缩机，9. 第四阀门，10. 次级换热器，11. 冷凝器，12. 水分分离器，13. 冷却涡轮，14. 座舱，15. 第五阀门，16. 第二风扇，17. 第二电机，18. 第六阀门，19. 第一风扇，20. 动力涡轮。

#### 具体实施方式

[0018] 在图 2 中，一级压缩机 (3) 与第一电机 (4) 相连，将环境空气压缩后送入初级换热器 (7) 的热边，气流降温后进入二级压缩机 (8)，二级压缩机 (8) 与动力涡轮 (20) 同轴连接，将气流进一步压缩后送入次级换热器 (10) 的热边，气流在冷凝器 (11) 中进一步降温后流经水分分离器 (12)，冷却涡轮 (13) 与第一风扇 (19) 同轴连接，将水分分离器出来的气流膨胀降温后送入冷凝器 (11) 的冷边，随后送入座舱 (14)，座舱排气连接在次级换热器 (10) 的冷边，第一风扇 (19) 在次级换热器 (10) 的下游抽吸冷边气流，并将其送入随后的动力涡轮 (20)，动力涡轮 (20) 回收冷边可用功后将气流送入初级换热器 (7) 的冷边，随后排出机外。

[0019] 在图 3 中，一级压缩机 (3) 与第一电机 (4) 相连，将环境空气压缩后送入次级换热器 (10) 的热边，气流从次级换热器 (10) 出来后，在冷凝器 (11) 中进一步降温后流经水分分离器 (12)，冷却涡轮 (13) 将水分分离器出来的气流膨胀降温后送入冷凝器 (11) 的冷边，随后

送入座舱 (14), 座舱排气连接在次级换热器 (10) 的冷边, 在第二电机 (17) 驱动的第二风扇 (16) 的抽吸作用下排出机外。

[0020] 系统实施算例

[0021] 为了说明该双级压缩空气循环制冷系统的可行性, 本专利对其热力性能进行了计算。计算分高空巡航和地面状态两部分, 其中, 地面状态取起飞阶段, 大气参数按热天标准选取。两部分的系统参数如表 1 所示。

[0022] 表 1 双级压缩空气循环制冷系统性能计算工况设置

[0023]

计算工况	高空	地面
飞行高度, km	10	0
马赫数	0.8	0.19
环境温度, °C	-26	40
环境压力, kPa	26.5	101.325
座舱排气, °C	30	30
座舱压力, kPa	76	101.325
供气流量, kg/s	1.0	1.0
含湿量, g/kg	0	0

[0024] 系统各部件的效率和特性参数取值如表 2、表 3 所示。其中, 表 2 给出的是高空巡航状态时各部件特性参数的取值; 表 3 给出的是系统在地面起飞阶段的部件特性参数取值。在热力性能计算中, 换热器、冷凝器、水分离器阻力以及管路的阻力取值如表 4 所示。

[0025] 本系统将座舱排气回收, 因此换热器冷热边工质流量相同, 流比为 1, 按照叉流式换热器的  $\eta$ -NTU 图表<sup>[1]</sup>, 取换热器效率  $\eta$  为 0.72 (NTU 约为 3.5)。其他部件的特性参数取值参考文献 [2]。计算结果见表 5 所示。

[0026] 表 2 双级压缩空气循环制冷系统高空巡航状态时各部件特性参数

[0027]

参数	数值	参数	数值
$\eta_{C1}$	0.78	$\pi_{T1}$	1.7
$\pi_{C1}$	2.79	$\eta_{T2}$	0.77

[0028]

$\eta_{C2}$	0.78	$\pi_{T2}$	2.154
$\pi_{C2}$	1.52	$\eta_F$	0.25
$\eta_{HX}$	0.72	$\pi_F$	1.03
$\eta_{T1}$	0.77	$\eta_{CON}$	0.30
$\eta_s$	0.96		

[0029] 表 3 双级压缩空气循环制冷系统地面状态时各部件特性参数

[0030]

参数	数值	参数	数值
$\eta_{C1}$	0.78	$\pi_{T1}$	2.0
$\pi_{C1}$	2.328	$\eta_F$	0.25
$\eta_{HX}$	0.72	$\pi_F$	1.03
$\eta_{T1}$	0.77	$\eta_{CON}$	0.30

[0031] 表 4 双级压缩空气循环制冷系统各部件的阻力

[0032]

部件	阻力 kPa	备注
换热器	6	-
冷凝器	5	-
水分离器	5	-
冷凝器至座舱间的管道	2	-
座舱到换热器 2 的管道	2	-
一级压缩机到换热器 2 的管道	2	仅限地面工 况
其他部件阻力忽略		-

[0033] 表 5 双级压缩空气循环制冷系统实施算例

[0034]

高空		地面	
参数点	温度值 (°C)	参数点	温度值 (°C)
一级压缩机入口	-29.3	一级压缩机入口	40.3
一级压缩机出口	77.3	一级压缩机出口	150.1
二级压缩机入口	36.8	换热器热边出口	63.6
二级压缩机出口	87.3	冷凝器热边出口	44.8
换热器 2 出口	46.0	冷却涡轮入口	44.8
冷凝器热边出口	31.8	冷却涡轮出口	0.7
冷却涡轮入口	31.8	冷凝器冷边出口	19.6
冷却涡轮出口	-1.2	座舱排气	30.0
冷凝器冷边出口	13.0	换热器冷边出口	116.5

[0035]

座舱排气	30.0	COP	0.158
风扇 1 入口	71.2	-	-
动力涡轮入口	73.6	-	-
动力涡轮出口	21.1	-	-
排气	61.6	-	-
COP	0.238	-	-

[0036] 参考文献

[0037] [1] W. M. 凯斯, A. L. 伦敦. 紧凑式热交换器. 宣益民, 张后雷译, 北京: 科学出版社, 1997, pp:71

[0038] [2] 张兴娟, 李峰, 杨春信. 大飞机四轮升压制冷系统焓参数法匹配计算. 北京

航空航天大学学报, 2010, vol. 36(9):1009 - 1012 。

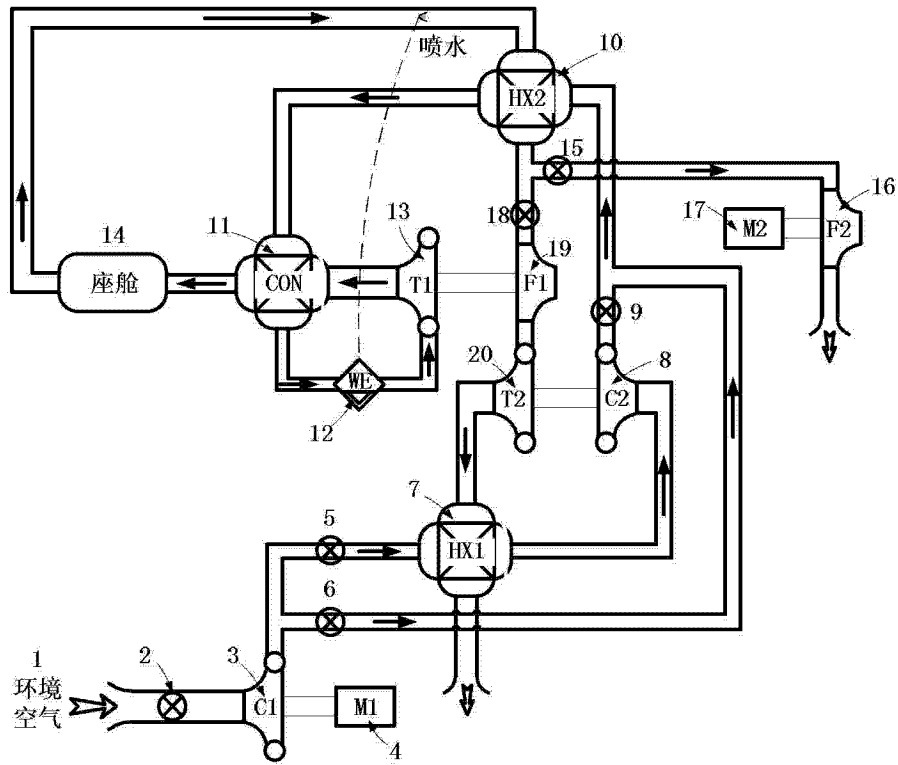


图 1



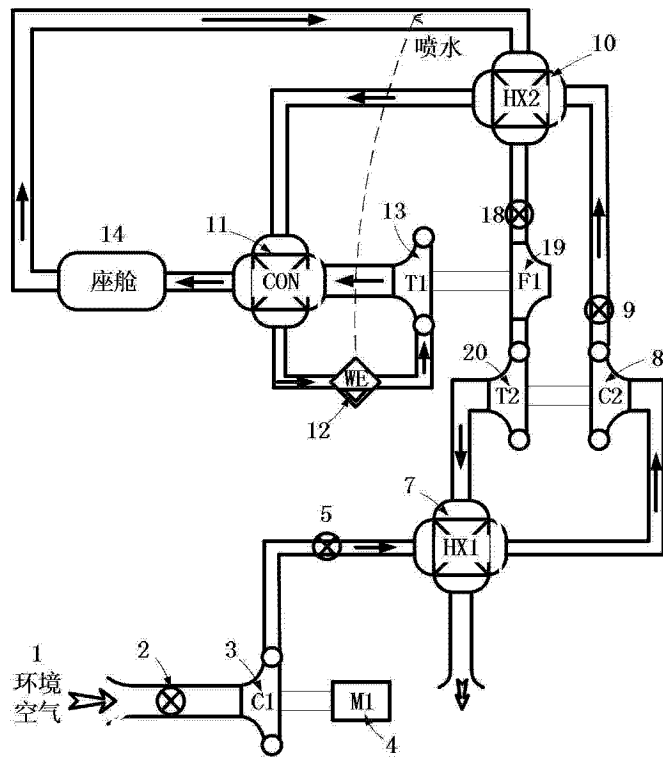


图 2

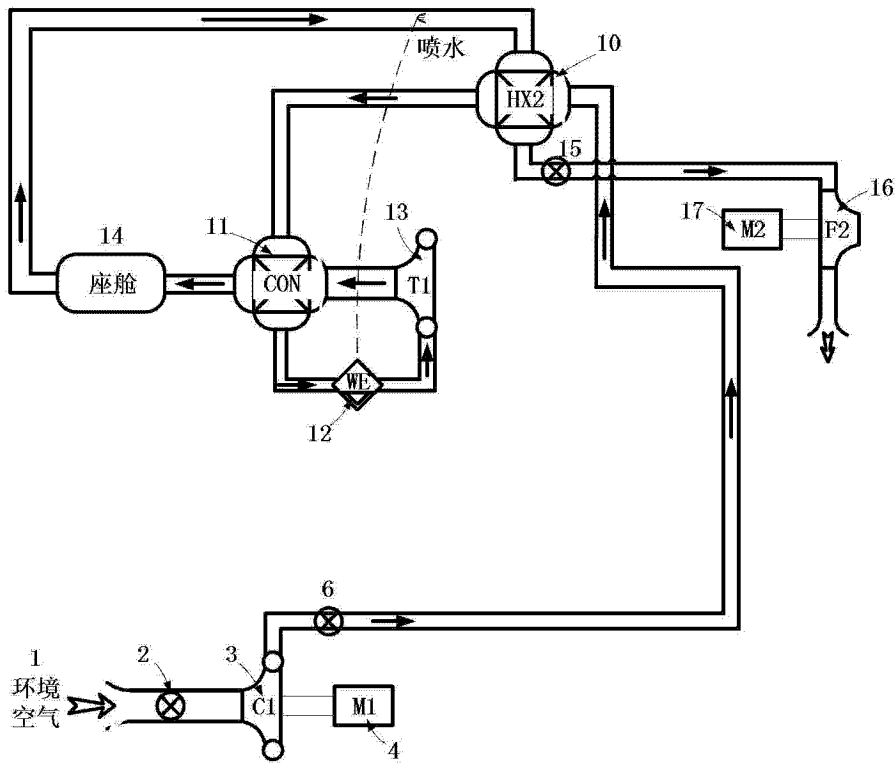


图 3