



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117184457 A

(43) 申请公布日 2023. 12. 08

(21) 申请号 202310922218.1

(22) 申请日 2023.07.25

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100089 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 王超 李腾 康润宁 孙文明

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司 11508

专利代理师 万培

(51) Int. Cl.

B64G 1/40 (2006.01)

B64D 37/32 (2006.01)

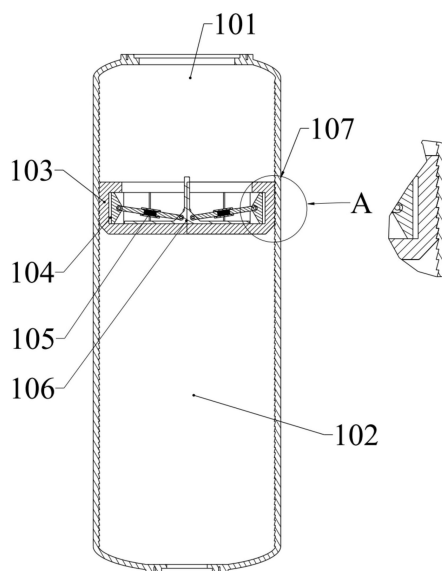
权利要求书2页 说明书8页 附图5页

(54) 发明名称

一种航天飞行器稳压稳液面装置和方法

(57) 摘要

本发明公开了一种航天飞行器稳压稳液面装置,包括:布设在飞机上用于给飞机冷却的贮箱,贮箱内设有高温仓和低温仓;高温仓与低温仓存储相同的冷却工质,在贮箱的外围、沿着贮箱的低温端到贮箱的高温端顺序设有:贮箱低压压力传感器、逆止阀、换热器、泄压电磁阀、增压电磁阀、减压阀;还公开了一种方法:飞行器起飞进入加速状态时,换热器吸收飞机气动热并将气动热传递给换热器内的工质,使工质成为高温高压状态;同时,换热器的高压气体对贮箱补充压力;飞行器过载时,防止活塞反向移动,保证贮箱低温仓压力不变。本发明解决现有技术不能稳定贮箱液面、额外需要装备第二种工质储存的贮箱,导致航天飞行器负荷加重,生产及运行成本增加的问题。



1. 一种航天飞行器稳压稳液面装置,包括:布设在飞机上用于给飞机上电子设备及高温壁面进行冷却的贮箱(1),贮箱(1)内设有高温仓(101)和低温仓(102);所述高温仓(101)与所述低温仓(102)存储相同的冷却工质,在贮箱(1)的外围、沿着贮箱(1)的低温端到贮箱(1)的高温端顺序设有:贮箱低压压力传感器(8)、逆止阀(11)、换热器(3)、泄压电磁阀(7)、增压电磁阀(6)、减压阀(4);换热器(3)靠近贮箱低温端的一侧连接逆止阀(11)、靠近贮箱高温端的一侧连接泄压电磁阀(7);换热器(3)的另外一端连接换热器高压压力传感器(9)和换热器温度传感器(10);泄压电磁阀(7)的另外一端连接与其配套的溢流阀(5);所述高温仓(101)的工质为高温高压状态,低温仓(102)的冷却工质为低温低压状态;

其特征在于:

换热器(3)通过吸收飞机气动热,将低温低压状态冷却工质加热至高温高压状态:

当控制系统判定低温仓(102)压力降低需要增压时,打开增压电磁阀(6),换热器(3)内的高压气体通过增压电磁阀(6)和减压阀(4)输送给贮箱(1)的高温仓(101)、再通过高温仓(101)将压力传送给低温仓(102),从而保证低温仓(102)稳压稳液面;

当控制系统判定需要给换热器(3)补充工质时,打开泄压电磁阀(7)以及溢流阀(5)进行泄压,此时,贮箱(1)低温仓(102)内的存储低温工质通过逆止阀(11)输送到换热器(3)中,使得换热器从欠压状态变为蓄压状态。

2. 根据权利要求1所述一种航天飞行器稳压液面装置,其特征在于:所述贮箱(1)采用铝合金内衬,外面缠绕碳纤维材料,保证耐高压且重量轻;所述贮箱(1)内部用活塞(103)将存储高温工质与低温工质分隔开;所述贮箱(1)包含双层壳体(107)、活塞(103)、活动连杆(105)和刹车片(104),所述贮箱(1)内表面和活塞(103)外表面带有方向相反的三角棱。

3. 根据权利要求1所述一种航天飞行器稳压稳液面装置,其特征在于:活塞(103)将贮箱(1)分割为高温仓(101)和低温仓(102),恒压控制系统设置为:当低温仓压力低于规定压力时(102)时,打开增压电磁阀(6),冷却工质通过换热器(3)加热膨胀进入高温仓(101),进而平衡了高温仓(101)和低温仓的压力;当低温仓(102)工质挤压活塞(103)时,活塞(103)鼓胀带动连杆(105)移动,联动刹车片(104)对活塞(103)侧面形成挤压力,配合三角棱增加摩擦力,起到阻止活塞向高温仓移动的作用。

4. 一种基于权利要求1-3任意一项的一种航天飞行器稳压稳液面装置的航天飞行器稳压稳液面方法,其特征在于:包括以下步骤:

步骤一、飞行器起飞进入加速状态时,换热器(3)吸收飞机气动热并将气动热传递给换热器(3)内的工质,使工质成为高温高压状态;同时,贮箱(1)给飞机降温,降温过程中贮箱(1)压力逐渐降低,此时,换热器(3)的高压气体对贮箱(1)补充压力,保证贮箱(1)的低温仓(102)压力不变;

步骤二、飞行器过载出现反向惯性力时,防止反向惯性力挤压活塞(103)反向移动,进一步保证贮箱(1)低温仓(102)压力不变。

5. 根据权利要求4所述一种航天飞行器稳压稳液面的方法,其特征在于:所述步骤一的保证贮箱(1)低温仓(102)压力不变,其中,贮箱(1)外部的电磁阀的动作过程如下:

1) 贮箱的冷却电磁阀(12)打开,给飞机提供冷量,此时贮箱低温仓(102)的低温工质进入飞机的冷却系统,贮箱低温仓(102)压力逐渐下降;

2) 控制系统判定贮箱低压压力传感器(8)低于规定压力时,打开贮箱高温端的减压电

磁阀(6),换热器(3)中高温高压工质通过增压电磁阀(6)、单向减压阀(4)补充进入贮箱高温仓(101)、再通过高温仓(101)将压力传递到低温仓(102);贮箱低温仓(102)压力达到规定压力时,关闭贮箱高温端的增压电磁阀(6),停止增压。

6.根据权利要求4所述一种航天飞行器稳压稳液面的方法,其特征在于:所述步骤一的保证贮箱(1)低温仓(102)压力不变,其中,贮箱(1)内部的活塞(103)动作过程如下:

1)给低温仓(102)增压时,高温仓(101)压力高于低温仓(102);

活塞(103)在压差作用下向低温仓(102)方向挤压;活塞(103)外表面与贮箱(1)内表面防滑锯齿顺向摩擦,此时摩擦力小;

2)压差作用下活塞底部向低温仓(102)侧突起,底盘(106)相对活塞向低温仓(102)侧移动,刹车片(104)在连杆(105)联动作用下收缩,处于松弛状态;

3)压差大于临界值时,活塞向低温仓(102)侧移动;所述压差大于临界值既是无挤压状态时,产生活塞向低温仓移动最小推力所需压差。

7.根据权利要求6所述一种航天飞行器稳压稳液面的方法,其特征在于:通过可调连杆机构(105),根据过载力的大小提前调整活塞(103)的预紧力。

8.根据权利要求4所述一种航天飞行器稳压稳液面的方法,其特征在于:所述步骤二的具体过程如下:

1)换热器欠压时,即换热器(3)上的高压压力传感器(9)压力低于规定压力时,且温度传感器(10)高于设定温度时,关闭增压电磁阀(6)停止增压;

2)打开泄压电磁阀(7),通过溢流阀(5)对高温端壁面进行喷射冷却,同时低温工质进入换热器,对换热器进行降温;所述高温端壁面为溢流阀(5)出口的端面;

3)温度传感器(10)温度低于规定温度时关闭电磁阀(7),换热器(3)开始吸热蓄压。

9.根据权利要求8所述一种航天飞行器稳压稳液面的方法,其特征在于:换热器(3)蓄压完成后,当控制系统判定贮箱(1)低温仓(102)压力降低时,打开电磁阀(6),向贮箱高温仓(101)补充高温高压,继续通过贮箱高温仓(101)提升贮箱低温仓(102)压力,形成稳压循环。

10.根据权利要求9所述一种航天飞行器稳压稳液面的方法,其特征在于:换热器(3)内置电加热器,当气动热较低时,且贮箱需要压力补充时,使用机载电源进行热源补偿。

一种航天飞行器稳压稳液面装置和方法

技术领域

[0001] 本发明属于航天飞行器贮箱技术领域,尤其涉及一种航天飞行器稳压稳液面装置和方法。

背景技术

[0002] 现有航天飞行器携带贮箱介质一般为高压液体,介质排放过程中压力下降会导致介质热物性下降,必须通过增压方式维持贮箱液侧合理的压力;另外,航天飞行机在加速、减速、翻转等机动过程产生的径向和轴向过载,使得贮箱液面很难保持稳定,容易造成液体流量不稳定,同时贮箱重心不稳,直接影响飞行器姿态与飞行器安全。

[0003] 现有公开号为CN114607528A的液体运载火箭装置,使用时可以通过贮箱顶部输入氢气与液氧进行混合燃烧,燃烧释放的热量使得氦气被加热实现体积膨胀,从而达到增压的目的;也可以在液氧内浸泡冷氦的方法,氦气升温后会逐步释放,体积变大,进而实现增压的目的;也可以用冷氦吸收发动机余热,加热到300℃后从贮箱顶部注入,也可实现热增压目的。

[0004] 尽管上述装置在航天飞行器的贮箱中可以起到增压作用,但并不能稳定贮箱液面,被加热的增压气体容易与贮箱液体形成激烈的热交换,不利于维持贮箱液的热物性,极大程度降低了航天飞行器热管理系统运行稳定性;并且增压气体为氦气,需要超低温贮存,体积膨胀率低,且需要额外的贮氦装置,导致航天飞行器负荷加重,生产及运行成本增加。因此,亟需一种以提高航天飞行器热管理系统运行稳定性为目标的稳压贮箱系统,需要开发一种航天飞行器稳压稳液面装置及方法。

发明内容

[0005] 本发明为解决现有技术存在的问题,提出一种航天飞行器稳压稳液面装置和方法,第一目的在于解决现有技术不能稳定贮箱液面、被加热的增压气体容易与贮箱液体形成激烈的热交换、极大程度降低了航天飞行器热管理系统运行稳定性的问题;第二目的在于解决现有技术增压气体为氦气,额外需要装备第二种工质储存的贮箱,导致航天飞行器负荷加重,生产及运行成本增加的问题。

[0006] 本发明为解决其技术问题采用以下技术方案:

[0007] 一种航天飞行器稳压稳液面装置,包括:布设在飞机上用于给飞机上电子设备及高温壁面进行冷却的贮箱1,贮箱1内设有高温仓101和低温仓102;所述高温仓101与所述低温仓102存储相同的冷却工质,在贮箱1的外围、沿着贮箱1的低温端到贮箱1的高温端顺序设有:贮箱压力传感器8、逆止阀11、换热器3、泄压电磁阀7、增压电磁阀6、减压阀4;换热器3靠近贮箱低温端的一侧连接逆止阀11、靠近贮箱高温端的一侧连接泄压电磁阀7;换热器3的另外一端连接换热器高压压力传感器9和换热器温度传感器10;泄压电磁阀7的另外一端连接与其配套的溢流阀5;所述高温仓101的工质为高温高压状态,低温仓101的冷却工质为低温低压状态;

[0008] 其特征在于：

[0009] 换热器3通过吸收飞机气动热，将低温低压状态冷却工质加热至高温高压状态：

[0010] 当控制系统判定低温仓102压力降低需要增压时，打开增压电磁阀6，换热器3内的高压气体通过增压电磁阀6和减压阀4输送给贮箱1的高温仓101、再通过高温仓101将压力传送给低温仓102，从而保证低温仓102稳压稳液面；

[0011] 当控制系统判定需要给换热器3补充工质时，打开泄压电磁阀7以及溢流阀5进行泄压，此时，贮箱1低温仓102内的存储低温工质通过逆止阀11输送到换热器3中，使得换热器从欠压状态变为蓄压状态；

[0012] 进一步地，所述贮箱1采用铝合金内衬，外面缠绕碳纤维材料，保证耐高压且重量轻；所述贮箱1内部用活塞103将存储高温工质与低温工质分隔开；所述贮箱1包含双层壳体107、活塞103、活动连杆105和刹车片104，所述贮箱1内表面和活塞103外表面带有方向相反的三角棱。

[0013] 进一步地，活塞103将贮箱1分割为高温仓101和低温仓102，恒压控制系统设置为：当低温仓压力低于规定压力时102时，打开增压电磁阀6，冷却工质通过换热器3加热膨胀进入高温仓101，进而平衡了高温仓101和低温仓的压力；当低温仓102工质挤压活塞103时，活塞103鼓胀带动连杆105移动，联动刹车片104对活塞103侧面形成挤压力，配合三角棱增加摩擦力，起到阻止活塞向高温仓移动的作用。

[0014] 一种航天飞行器稳压稳液面装置的航天飞行器稳压稳液面方法，其特征在于：包括以下步骤：

[0015] 步骤一、飞行器起飞进入加速状态时，换热器3吸收飞机气动热并将气动热传递给换热器3内的工质，使工质成为高温高压状态；同时，贮箱1给飞机降温，降温过程中贮箱1压力逐渐降低，此时，换热器3的高压气体对贮箱1补充压力，保证贮箱1的低温仓102压力不变；

[0016] 步骤二、飞行器过载出现反向惯性力时，防止反向惯性力挤压活塞103反向移动，进一步保证贮箱1低温仓102压力不变。

[0017] 进一步地，所述步骤一的保证贮箱1低温仓102压力不变，其中，贮箱1外部的电磁阀的动作过程如下：

[0018] 1) 贮箱的冷却电磁阀12打开，给飞机提供冷量，此时贮箱低温仓102的低温工质进入飞机的冷却系统，贮箱低温仓102压力逐渐下降；

[0019] 2) 控制系统判定贮箱压力传感器8低于规定压力时，打开贮箱高温端的减压电磁阀6，换热器3中高温高压工质通过增压电磁阀6、单向减压阀4补充进入贮箱高温仓101、再通过高温仓101将压力传递到低温仓102；贮箱低温仓102压力达到规定压力时，关闭贮箱高温端的增压电磁阀6，停止增压。

[0020] 进一步地，所述步骤一的保证贮箱1低温仓102压力不变，其中，贮箱(1)内部的活塞103动作过程如下：

[0021] 1) 给低温仓102增压时，高温仓101压力高于低温仓102；

[0022] 活塞103在压差作用下向低温仓102方向挤压；活塞103外表面与贮箱1内表面防滑锯齿顺向摩擦，此时摩擦力小；

[0023] 2) 压差作用下活塞底部向低温仓102侧突起，底盘106相对活塞向低温仓102侧移

动,刹车片104在连杆105联动作用下收缩,处于松弛状态;

[0024] 3) 压差大于临界值时,活塞向低温仓102侧移动;所述压差大于临界值既是无挤压状态时,产生活塞向低温仓移动最小推力所需压差。

[0025] 进一步地,通过可调连杆机构105,根据过载力的大小提前调整活塞103的预紧力。

[0026] 进一步地,所述步骤二的具体过程如下:

[0027] 1) 换热器欠压时,即换热器3上的高压压力传感器9压力低于规定压力时,且温度传感器10高于设定温度时,关闭增压电磁阀6停止增压;

[0028] 2) 打开泄压电磁阀7,通过溢流阀5对高温端壁面进行喷射冷却,同时低温工质进入换热器,对换热器进行降温;所述高温端壁面为溢流阀5出口的端面。

[0029] 3) 温度传感器10温度低于规定温度时关闭电磁阀7,换热器3开始吸热蓄压。

[0030] 进一步地,换热器3蓄压完成后,当控制系统判定贮箱1低温仓102压力降低时,打开电磁阀6,向贮箱高温仓101补充高温高压,继续通过贮箱高温仓101提升贮箱低温仓102压力,形成稳压循环。

[0031] 进一步地,换热器3内置电加热器,当气动热较低时,且贮箱需要压力补充时,使用机载电源进行热源补偿。

[0032] 本发明的优点效果

[0033] 1、装置制造成本低、所用介质环保安全:贮箱贮存介质以有机工质CO₂为例,可有效进行跨临界换热,工序操作安全简便,成本低;

[0034] 2、循环冷却效率高,装置轻量化程度高:冷却工质吸收需要冷却壁面的热量后用于自增压,当超温时释放增压气,对热管换热器高温端进行喷射冷却,导热冷却与喷射冷却结合实现循环冷却。同时,该方式不需要携带非冷却工质的其它增压气,有利于减少冷却系统部件数量,实现轻量化。

[0035] 3、贮箱稳压稳液面响应速度快,系统可控性、稳定性高:稳压稳液面装置通过增加连杆结构活塞,自动根据压力变化通过活塞移动调节液面及压力平衡,保证贮箱出口流量稳定,提高飞行器稳定性;

附图说明

[0036] 图1为本发明一种航天飞行器稳压稳液面装置的实际应用示意图;

[0037] 图2为本发明一种航天飞行器稳压稳液面装置贮箱的剖面结构流程示意图。

[0038] 图2a为本发明图2的局部放大图;

[0039] 图2b为本发明图2的局部爆炸图;

[0040] 图3a为本发明方法概要流程图;

[0041] 图3b为本发明方法实施例细化流程图;

[0042] 图中,1—贮箱;101—高温仓;102—低温仓;103—活塞;104—刹车片;105—可调连杆机构;106—底盘;107—壳体;

[0043] 2—三通阀;3—换热器;4—减压阀;5—溢流阀;6—增压电磁阀;7—泄压电磁阀;8—低压压力传感器;9—高压压力传感器;10—温度传感器;11—逆止阀;12—冷却电磁阀;

具体实施方式

[0044] 本发明创新点

[0045] 1、本发明设计难点：航天飞行器具有高速、机动性强的特点，现有技术的飞行器贮箱难以满足高过载条件下的液面稳定性。已知垂直发射火箭、卫星上应用的贮箱方案均在这方面提出了一系列方案，但目前只能满足极小的法向过载条件，更不能满足反向过载条件。也即已知贮箱无法在航天飞行器上直接应用，为突破这种亟须的航天飞行器贮箱稳压稳液面的关键技术，提出专利所述装置和方法。

[0046] 2、本发明的三个关键点：航天飞行器液体贮箱要解决三个关键技术问题：增压、稳定、轻量化。

[0047] 增压：现有技术均是靠另外一种工质进行增压，靠另外一种工质进行增压需要额外装备第二种工质储存的贮箱，不利于轻量化。本实施例是靠自身工质通过充分利用废热，进行自增压而不需要携带其它工质，自行增压的过程中可以通过压力反馈调节气量与吸热的关系，从而实现压力稳定。所述通过压力反馈调节气量与吸热的关系，既是：当控制系统判定换热器3的气量不够时，就打开泄压阀7，让气量不足的废气体排出，再让低温仓102的工质从逆止阀11进入换热器进行续压；当控制系统判定换热器3的热量不足时，也就是当前换热器3吸收的气动热较低不足以产生高压气体时，采用换热器3内置的电加热器，使用机载电源进行热源补偿。

[0048] 稳定液面：现有技术均是从给高温仓101增压、补充低温仓102压力的角度减少液面晃动，未考虑过载的情况下也会产生低温仓102液面晃动（液面晃动时，高温气体就会进入到低温仓102中，从低温仓102排出的冷却液体中就会掺杂气体，由于气体的温度高于液体，导致降温效果受到影响），例如飞行转向、故障等因素形成的反向推力造成瞬间反向失压。本实施例通过设计反向刹车装置和结构，保证在极端过载条件下液面不会发生反向行进。

[0049] 轻量化：本实施例使用自身工质完成吸热降温功能后，对自身进行冲压。与现有技术相比，现有技术需要携带第二种工质，增加了携带工质量和额外设备重量；现有技术使用工质（燃烧）后直接排出，本实施例工质工作（换热）后用来对自身增压，实现功热转换，提高了利用效率，提高效率也是减少工质携带量的关键技术。

[0050] 下面结合附图对本发明做出进一步的解释：

[0051] 一种航天飞行器稳压稳液面装置，如图1、图2、图2a、图2b所示，包括：布设在飞机上用于给飞机上电子设备及高温壁面进行冷却的贮箱1，贮箱1内设有高温仓101和低温仓102；所述高温仓101与所述低温仓102存储相同的冷却工质，在贮箱1的外围、沿着贮箱1的低温端到贮箱1的高温端顺序设有：贮箱低压压力传感器8、逆止阀11、换热器3、泄压电磁阀7、增压电磁阀6、减压阀4；换热器3靠近贮箱低温端的一侧连接逆止阀11、靠近贮箱高温端的一侧连接泄压电磁阀7；换热器3的另外一端连接换热器高压压力传感器9和换热器温度传感器10；泄压电磁阀7的另外一端连接与其配套的溢流阀5；所述高温仓101的工质为高温高压状态，低温仓101的冷却工质为低温低压状态。

[0052] 补充说明1

[0053] 在本实施例中，所述工质高温高压状态为温度大于35℃，压力大于8.0MPa的超临界CO₂，超临界状态是区别于气态和液态的第三种相态。所述工质低温低压状态为温度低于

31.1℃,压力在7.5MPa-8MPa的液态CO₂。

[0054] 其特点在于:

[0055] 换热器3通过吸收飞机气动热,将低温低压状态冷却工质加热至高温高压状态:

[0056] 当控制系统判定低温仓102压力降低需要增压时,打开增压电磁阀6,换热器3内的高压气体通过增压电磁阀6和减压阀4输送给贮箱1的高温仓101、再通过高温仓101将压力传送给低温仓102,从而保证低温仓102稳压稳液面;

[0057] 当控制系统判定需要给换热器3补充工质时,打开泄压电磁阀7以及溢流阀5进行泄压,此时,贮箱1低温仓102内的存储低温工质通过逆止阀11输送到换热器3中,使得换热器从欠压状态变为蓄压状态;

[0058] 补充说明2

[0059] 本实施例中,所述“所述高温仓101与所述低温仓102存储相同的冷却工质”,其含义是:由于采用了相同的冷却工质,则不需要额外装备第二种工质储存的贮箱,而只需要一个同种工质储存的贮箱,有利于轻量化。

[0060] 进一步地,所述贮箱1采用铝合金内衬,外面缠绕碳纤维材料,保证耐高压且重量轻;所述贮箱1内部用活塞103将存储高温工质与低温工质分隔开;所述贮箱1包含双层壳体107、活塞103、活动连杆105和刹车片104,所述贮箱1内表面和活塞103外表面带有方向相反的三角棱。

[0061] 补充说明3

[0062] 现有技术采用二个贮箱分别存储二种工质,本实施例使用一个贮箱,为了不使得高温仓工质与低温仓工质混合,本实施例中,巧妙地利用了活塞103将它们上下分开,因此可以用一个贮箱同时用作高温仓101和低温仓102;

[0063] 进一步地,活塞103将贮箱1分割为高温仓101和低温仓102,恒压控制系统设置为:当低温仓压力低于规定压力时102时,打开增压电磁阀6,冷却工质通过换热器3加热膨胀进入高温仓101,进而平衡了高温仓101和低温仓102的压力;当低温仓102工质挤压活塞103时,活塞103鼓胀带动连杆105移动,联动刹车片104对活塞103侧面形成挤压力,配合三角棱增加摩擦力,起到阻止活塞向高温仓移动的作用。

[0064] 补充说明4

[0065] ①所述“贮箱1内表面和活塞103外表面带有方向相反的三角棱”,本实施例中,该方向相反的三角棱起到的作用是:阻止活塞反向(向上)移动而不影响活塞正向移动。阻止活塞反向移动的目的是在飞机反向过载时保持低温仓压力,因为反向过载条件下,活塞在自身惯性以及低温仓工质惯性作用下产生反向作用力,活塞反向移动会使得低温仓瞬间失压,不利于维持低温仓压力稳定。

[0066] ②本实施例保持液面稳定采用的方法:第一是当低温仓102的压力降低,也就是液面和活塞之间产生空隙时,让活塞103向下移动,使得活塞103始终贴合在低温液面上,以此使得液面不会上下晃动。第二是通过方向相反的三角棱、活动连杆105和刹车片104阻止液面反向移动,如果液面反向移动了,同样会使得上层的气体 and 液体混合在一起,这样从低温仓102排出的冷却液体中就会夹杂气体而影响对飞机的降温。

[0067] 一种航天飞行器稳压稳液面方法,如图3a、图3b所示,其特点是:包括以下步骤:

[0068] 步骤一、飞行器起飞进入加速状态时,换热器3吸收飞机气动热并将气动热传递给

换热器3内的工质,使工质成为高温高压状态;同时,贮箱1给飞机降温,降温过程中贮箱1压力逐渐降低,此时,换热器3的高压气体对贮箱1补充压力,保证贮箱1的低温仓102压力不变;

[0069] 补充说明5

[0070] 如图3b所示,本实施例中,高超声速飞机发射时,检查初始状态:贮箱压力7.5到8MPa;换热器压力7.5到8MPa,温度 $<50^{\circ}\text{C}$ 。

[0071] 步骤二、飞行器过载出现反向惯性力时,防止反向惯性力挤压活塞103反向移动,进一步保证贮箱1低温仓102压力不变。

[0072] 进一步地,所述步骤一的保证贮箱1低温仓102压力不变,其中,贮箱1外部的电磁阀的动作过程如下:

[0073] 1) 贮箱的冷却电磁阀12打开,给飞机提供冷量,此时贮箱低温仓102的低温工质进入飞机的冷却系统,贮箱低温仓102压力逐渐下降;

[0074] 2) 控制系统判定贮箱低压压力传感器8) 低于规定压力时,打开贮箱高温端的减压电磁阀6,换热器3中高温高压工质通过增压电磁阀6、单向减压阀4补充进入贮箱高温仓101、再通过高温仓101将压力传递到低温仓102;贮箱低温仓102压力达到规定压力时,关闭贮箱高温端的增压电磁阀6,停止增压。

[0075] 补充说明6

[0076] 如图3b所示,本实施例中,对于增压电磁阀6有3个动作:打开电磁阀、关闭电磁阀、无动作,具体条件如下:

[0077] ①所述控制系统判定贮箱低压压力传感器8低于规定压力,该规定压力为 $P < 7.5\text{MPa}$,当低温仓102的低压压力传感器8的 $P < 7.5\text{MPa}$ 时打开增压电磁阀6;

[0078] ②所述贮箱低温仓102压力达到规定压力,该规定压力为 $P > 8\text{MPa}$;当贮箱低温仓102的压力达到 $P > 8\text{MPa}$ 时,关闭贮箱高温端的增压电磁阀6,停止增压。

[0079] ③当低压压力传感器8的压力 $7.5\text{MPa} < P < 8\text{MPa}$ 时,无动作;

[0080] 进一步地,所述步骤一的保证贮箱1低温仓102压力不变,其中,贮箱(1)内部的活塞103动作过程如下:

[0081] 1) 给低温仓102增压时,高温仓101压力高于低温仓102;

[0082] 活塞103在压差作用下向低温仓102方向挤压;活塞103外表面与贮箱1内表面防滑锯齿顺向摩擦,此时摩擦力小;

[0083] 2) 压差作用下活塞底部向低温仓102侧突起,底盘106相对活塞向低温仓102侧移动,刹车片104在连杆105联动作用下收缩,处于松弛状态;

[0084] 3) 压差大于临界值时,活塞向低温仓102侧移动;所述压差大于临界值既是无挤压状态时,产生活塞向低温仓移动最小推力所需压差。

[0085] 进一步地,通过可调连杆机构105,根据过载力的大小提前调整活塞103的预紧力。

[0086] 进一步地,所述步骤二的具体过程如下:

[0087] 1) 换热器欠压时,即换热器3上的高压压力传感器9压力低于规定压力时,且温度传感器10高于设定温度时,关闭增压电磁阀6停止增压;

[0088] 补充说明7

[0089] 如图3b所示,本实施例中,换热器3一共5种状态,分别解释每一种状态:

- [0090] ①换热器3的初始压力是7.5MPa_8MPa,这个范围内的压力不足以给贮箱增压;
- [0091] ②当换热器3的压力上升,8MPa<P<20MPa时,满足给贮箱增压的条件,可以给贮箱增压;
- [0092] ③当换热器3的压力P<8MPa时,如果换热器温度传感器T<50℃,此时虽然压力不够了,但是温度还没有上升到T≥50℃,所以不需要打开泄压阀7;
- [0093] ④当换热器3的压力P<8MPa时,如果换热器温度传感器T>50℃,此时满足了打开泄压阀7的2个条件:压力不足且温度T≥50℃,必须打开泄压阀7;所述压力不足是指不足以给增压电磁阀6增压。
- [0094] ⑤当换热器3的压力P>20MPa时,超出了换热器3的续压能力范围,此时,即使温度没有超过50℃也必须打开泄压阀7;
- [0095] 总结:只要具备二种条件之一即可打开泄压阀7:或者压力过小但是温度超过限定温度T≥50℃,或者压力过高P>20MPa,但温度没有超过限定温度。
- [0096] 2) 打开泄压电磁阀7,通过溢流阀5对高温端壁面进行喷射冷却,同时低温工质进入换热器,对换热器进行降温;所述高温端壁面为溢流阀5出口的端面。
- [0097] 3) 温度传感器10温度低于规定温度时关闭电磁阀7,换热器3开始吸热蓄压。
- [0098] 进一步地,换热器3蓄压完成后,当控制系统判定贮箱1低温仓102压力降低时,打开电磁阀6,向贮箱高温仓101补充高温高压,继续通过贮箱高温仓101提升贮箱低温仓102压力,形成稳压循环。
- [0099] 进一步地,换热器3内置电加热器,当气动热较低时,且贮箱需要压力补充时,使用机载电源进行热源补偿。

[0100] 实施例一

[0101] 贮箱贮存介质以CO₂为例,图2中贮箱低温仓102内为18℃、8MPa低温亚临界CO₂。初始时,图1中换热器3内为18℃、4MPa低温亚临界CO₂。换热器3以贴合壁面的盘管形式镶嵌或粘贴在气动热较高的壁面。

[0102] 一、飞机起飞加速状态时的稳压稳液面

[0103] 飞行器起飞加速状态时,电磁阀6、7为关闭状态,气动热加热作用下,换热器内18℃低温亚临界CO₂升温(>35℃)膨胀,压力升高5倍,约20MPa左右。换热器3超温超压(50℃,20MPa),且贮箱无压力补充需求时,打开电磁阀7进行压力释放,用于高温气动壁面喷射冷却。

[0104] 1) 增压过程中电磁阀的工作过程:飞机起飞后,贮箱(1)给飞机降温,贮箱进入工作状态,此时,电磁阀12打开,低温亚临界CO₂进入冷却系统,贮箱压力逐渐下降。控制系统判定贮箱低压压力传感器8)低于7.5MPa时,打开增压电磁阀6,换热器3中超临界CO₂(>35℃)通过单向溢流阀4(背压8MPa)补充进入贮箱高温仓101,再通过贮箱高温仓101将压力传送给贮箱低温仓102,当贮箱低温仓102压力达到8MPa时,关闭电磁阀6,停止增压。

[0105] 2) 增压过程中活塞的工作过程:上述换热器3给贮箱高温仓101增压时,高温仓101压力高于低温仓102,活塞103在压差作用下向低温仓102方向挤压,活塞103外表面与贮箱1内表面防滑锯齿顺向摩擦,如图2局部放大A所示,此时摩擦力小。同时,压差作用下活塞底部向低温仓102侧突起,底盘106相对活塞向低温仓102侧移动,刹车片104在连杆105联合作用下收缩,处于松弛状态。压差大于临界值0.3MPa时,活塞向低温仓102侧移动。

[0106] 二、飞机过载状态-出现反向惯性力时的稳压稳液面

[0107] 过载时,低温仓102内的液体挤压活塞103,活塞103中间鼓起后使得刹车片104挤压活塞内壁面,同时活塞外表面与贮箱内表面防滑锯齿逆向摩擦,摩擦力增大,达到防止活塞反向移动的目的,同时一定程度上也降低了活塞倾斜的可能性,起到过载稳压作用。

[0108] 可以通过可调连杆机构105,根据过载力的大小提前调整预紧力。

[0109] 换热器3欠压时,即换热器3上的高压压力传感器9压力低于8MPa时,且温度传感器10高于50℃时,关闭电磁阀6停止增压,打开电磁阀7,通过溢流阀5(背压6.5MPa,亚临界状态)放散,该放散用于高温气动壁面喷射冷却,对换热器进行降温,温度低于30℃时,关闭电磁阀7,换热器3开始吸热蓄压。超临界压力下CO₂从亚临界温度30℃升高至超临界温度35℃,压力升高约3倍。即换热器蓄压能力在20MPa左右。

[0110] 换热器蓄压完成后,打开增压电磁阀6,向贮箱1高温仓101补充超临界CO₂,继续提升贮箱压力,形成稳压循环。

[0111] 热源补偿:换热器3内置加热器,当气动热较低时,且贮箱需要压力补充时,使用机载电源进行热源补偿。

[0112] 以上所述的具体实施方式,对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明,所应理解的是,以上所述仅为本发明的具体实施方式而已,并不用于限定本发明的保护范围,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

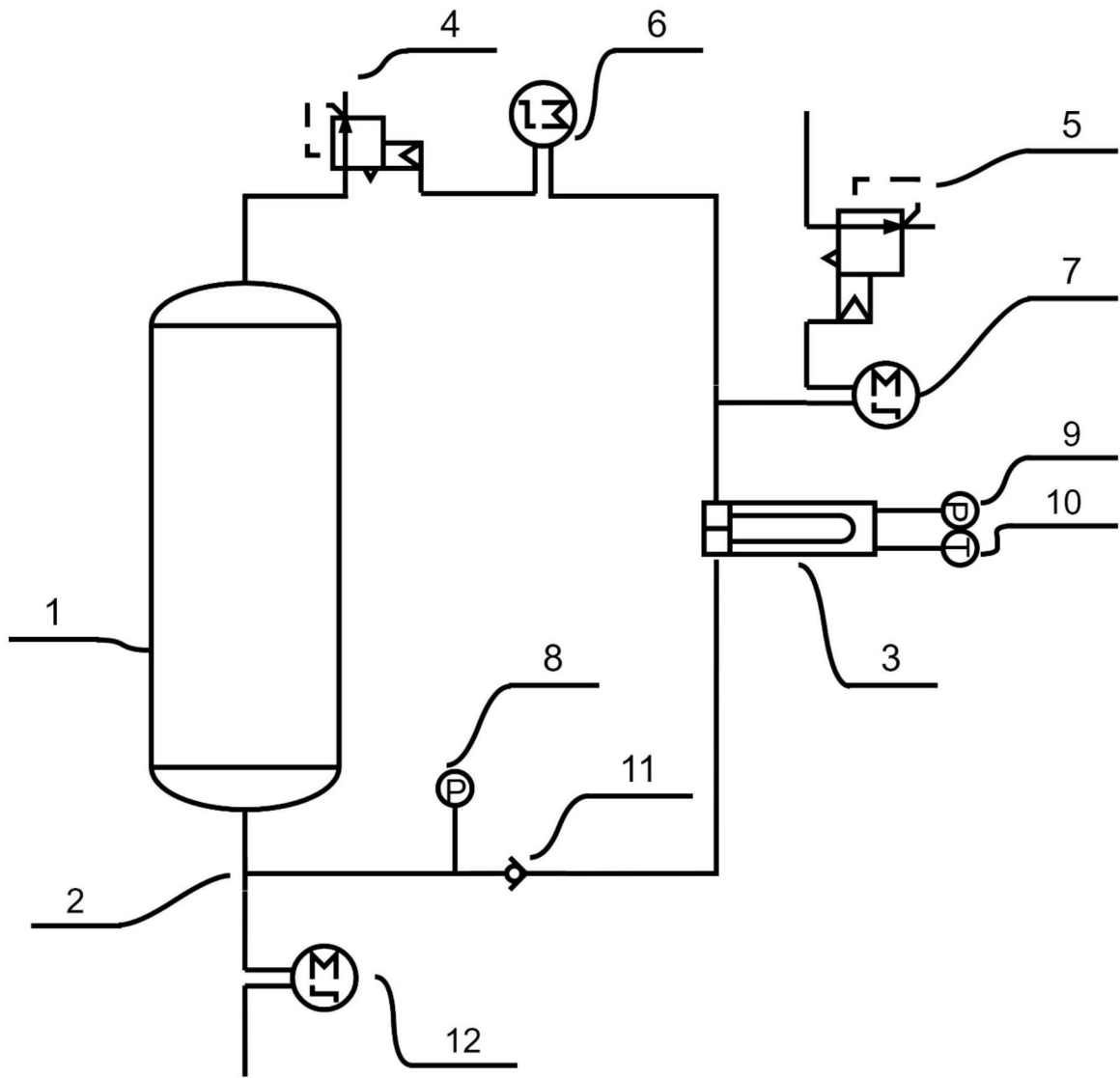


图1

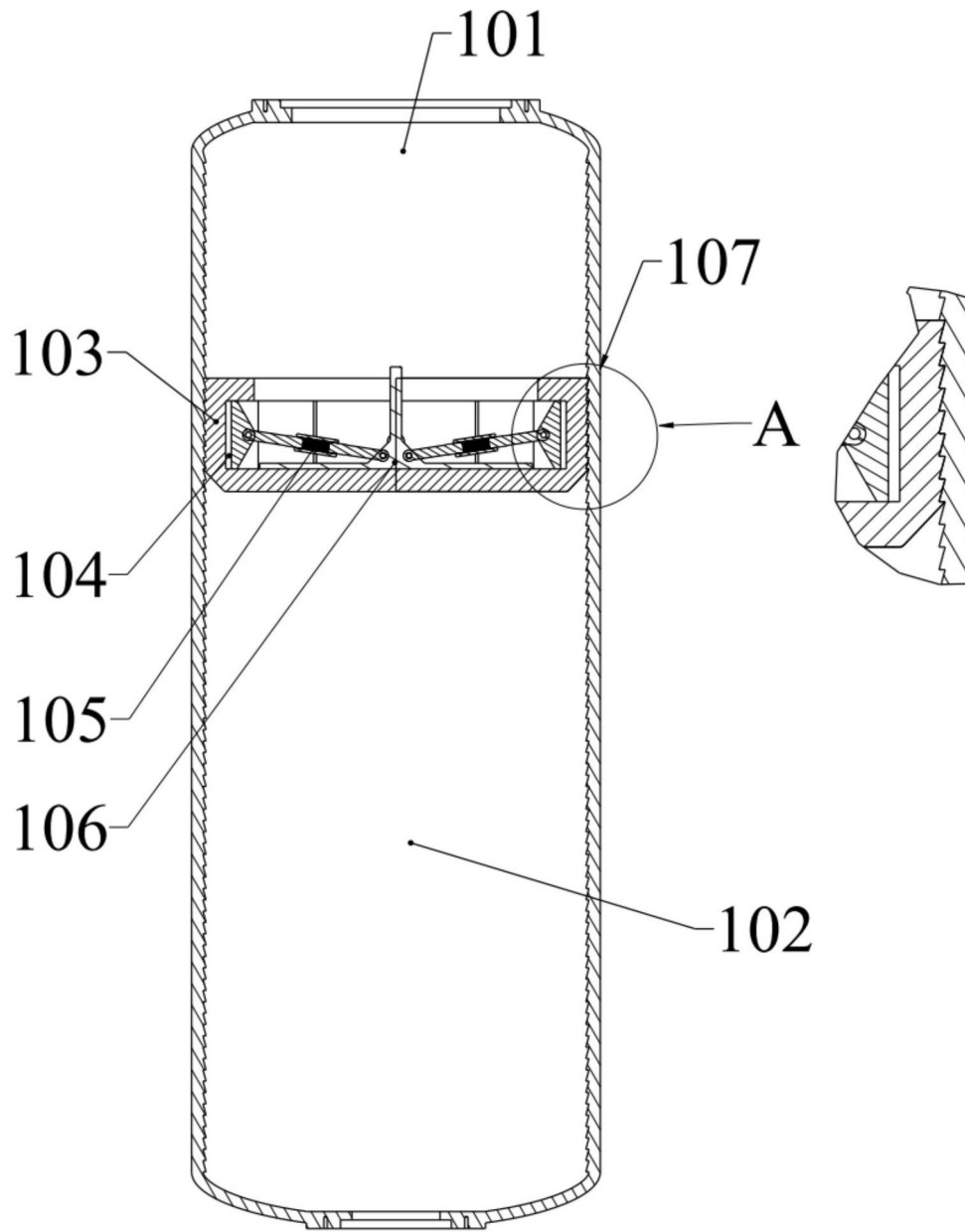


图2

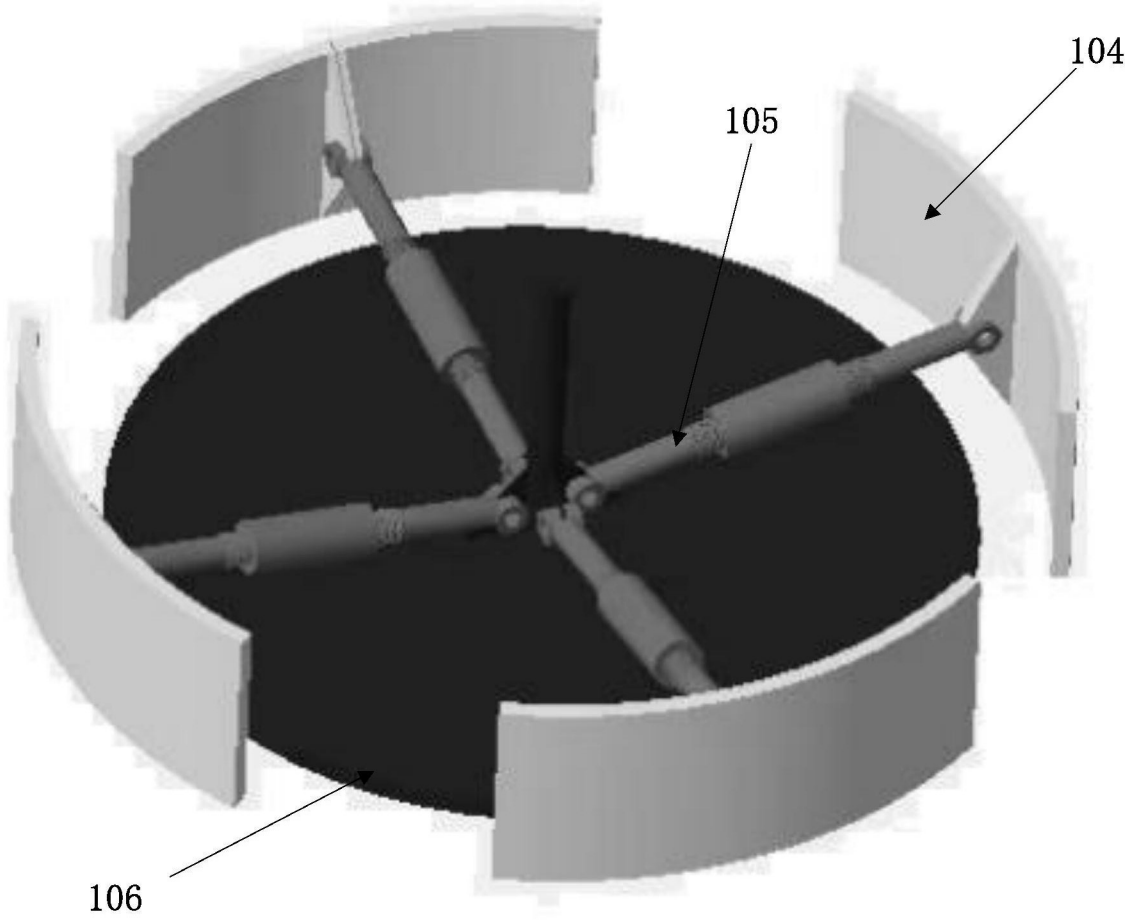


图2a

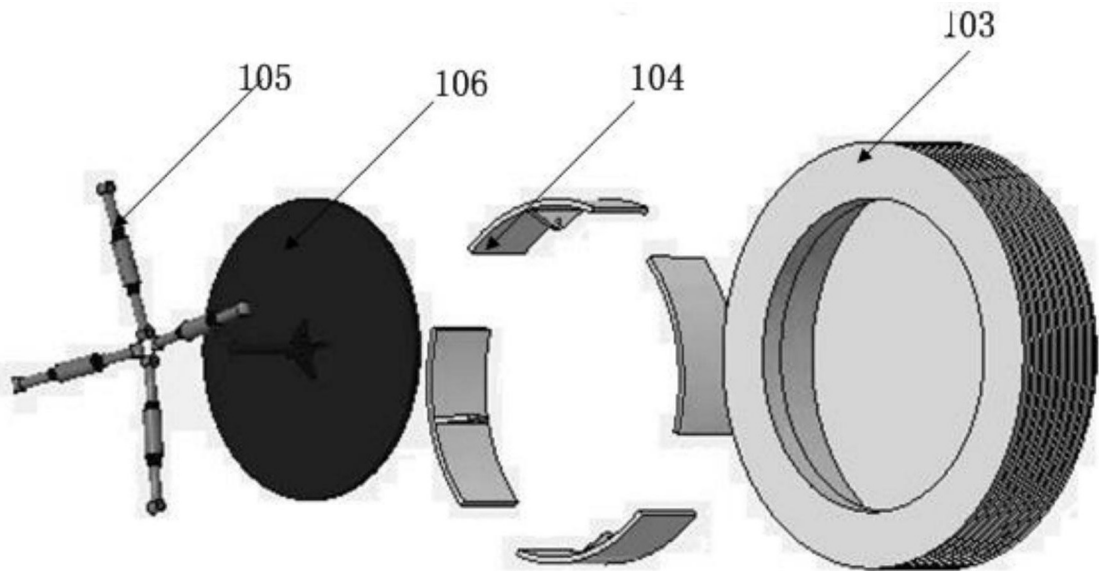


图2b

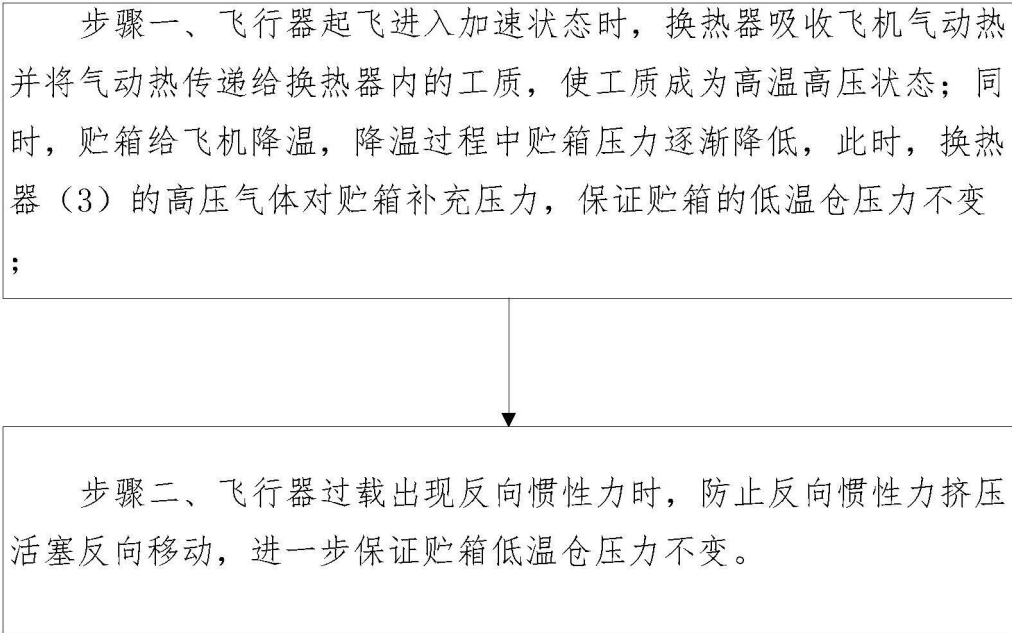


图3a

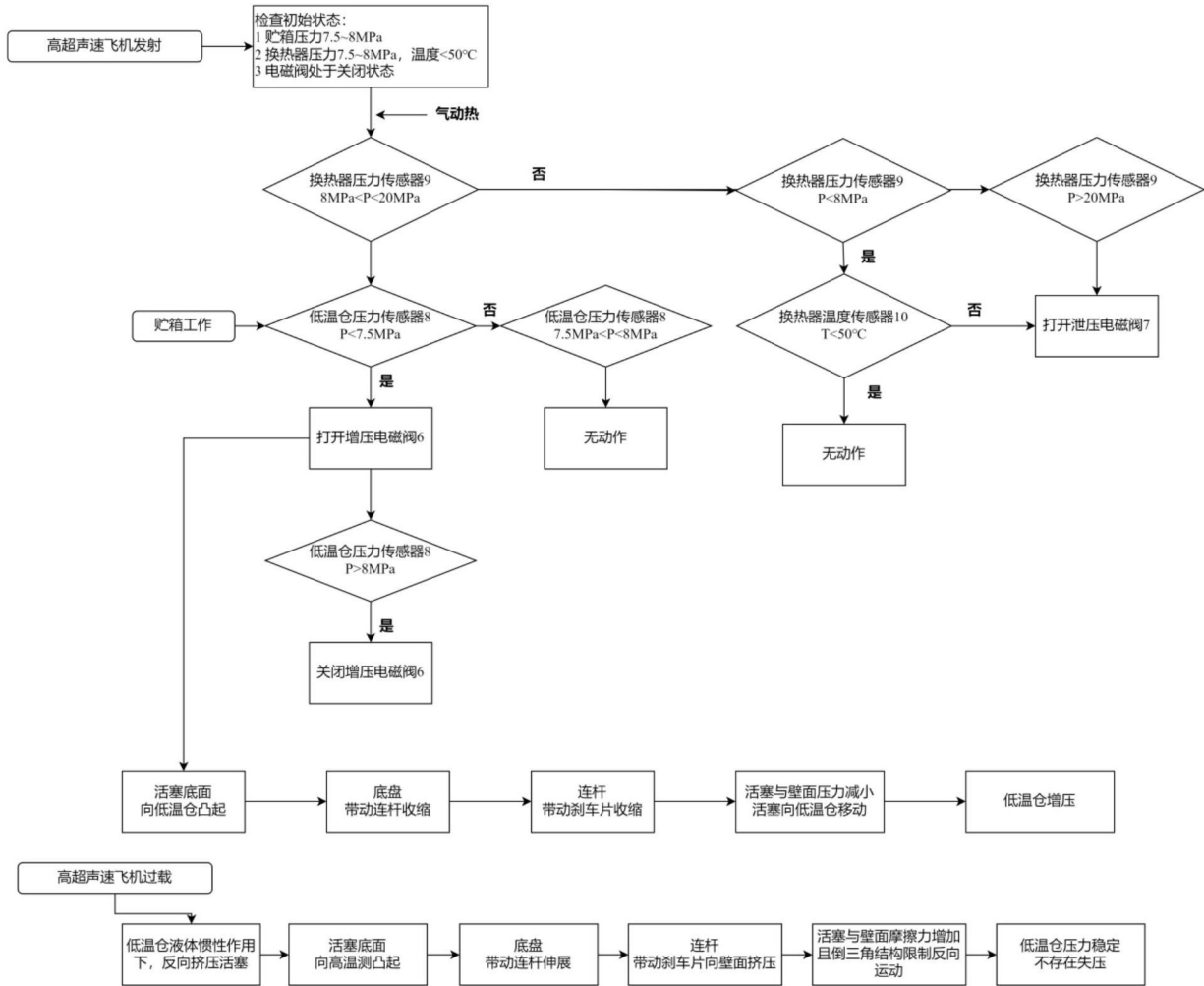


图3b