



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109969411 B

(45) 授权公告日 2020.11.27

(21) 申请号 201811651645.6

B64D 37/02 (2006.01)

(22) 申请日 2018.12.31

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 203439265 U, 2014.02.19

申请公布号 CN 109969411 A

CN 203413743 U, 2014.01.29

US 10081439 B1, 2018.09.25

(43) 申请公布日 2019.07.05

审查员 温美仪

(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 李运泽 毛羽丰 王霁翔 熊凯

蔡本元

(74) 专利代理机构 北京金恒联合知识产权代理

事务所 11324

代理人 李强

(51) Int. Cl.

B64D 37/34 (2006.01)

B64D 37/00 (2006.01)

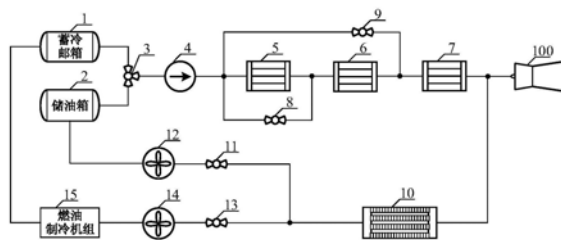
权利要求书3页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统及方法

(57) 摘要

一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统及方法,本发明针对新一代高性能超声速飞机,公开了一种具有蓄冷能力的新型燃油热管理系统。本发明公开的燃油热管理系统利用制冷机组为回流燃油制冷,并将被冷却后的低温燃油蓄积在蓄冷油箱中,避免回流热油对燃油热沉的加热,同时增加燃油的热沉冷却能力;本发明通过回流管路上的分流阀控制被冷却燃油的流量以及燃油制冷机组所消耗的功率,合理利用飞机能源系统的富余功率输出,同时避免能源损失;本发明通过控制蓄冷油箱与储油箱燃油混合比例,将燃油冷却回路中燃油初始温度稳定在理想工况下,避免燃油不断升温给热管理系统带来的压力,并通过冷却补偿旁路的设计使系统满足不同热载荷的冷却需求,适应更复杂的工况。



1. 一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统,其特征包括:

蓄冷油箱(1),

热载荷冷却管路,

回流燃油冷却管路,

其中:

所述蓄冷油箱(1)与飞机的储油箱(2)并联,蓄冷油箱(1)的出口与储油箱(2)的出口分别与三通控制阀(3)的两个入口连通,三通控制阀(3)的出口与燃油增压驱动泵(4)的入口连通,

所述热载荷冷却管路的始端与燃油增压驱动泵(4)的出口连通,所述热载荷冷却管路顺次连接有环控系统散热器(5)、电气系统散热器(6)、液压系统散热器(7),所述热载荷冷却管路的末端与发动机(100)供油管路连通,

在电气系统散热器(6)的入口位置设有从热载荷冷却管路的起点位置引出的第一冷却补偿旁路,第一冷却补偿旁路由第一补偿控制阀(8)控制流量,

在液压系统散热器(7)的入口位置设有从热载荷冷却管路的起点位置引出的第二冷却补偿旁路,第二冷却补偿旁路由第二补偿控制阀(9)控制流量,

回流燃油冷却管路始于飞机的发动机供油管路,包括顺次连接的冲压空气换热器(10)、回流控制阀(11)、第一压差涡轮(12),回流燃油冷却管路的末端与储油箱(2)的入口连通;

在冲压空气换热器(10)的出口位置引出有燃油制冷旁路,所述燃油制冷旁路包括顺次连接的蓄冷分流控制阀(13)、第二压差涡轮(14)、燃油制冷机组(15),燃油制冷旁路的末端与蓄冷油箱(1)入口连通,

所述的燃油热管理系统进一步包括:

设置在储油箱(2)的出口位置的第一温度传感器(16),

设置在三通控制阀(3)的出口位置的第二温度传感器(17),

设置在环控系统散热器(5)的出口位置的第三温度传感器(18),

设置在电气系统散热器(6)的出口位置的第四温度传感器(19),

设置在液压系统散热器(7)的出口位置的第五温度传感器(20),

内置在冲压空气换热器(10)中的第六温度传感器(21),以及

设置在冲压空气换热器(10)的出口位置的第七温度传感器(22),

设置在燃油制冷机组(15)的出口位置的第八温度传感器(23)。

2. 根据权利要求1所述的飞机燃油热管理系统,其特征包括:

所述燃油制冷机组(15)用于冷却燃油制冷旁路中的燃油,其根据第七温度传感器(22)的测量温度自适应调节制冷量与能耗,使燃油制冷机组(15)的出口处的燃油温度始终稳定在预定的低温,

蓄冷分流控制阀(13)用于根据飞机的飞机能源系统的负载工况,控制被冷却燃油的流量,使燃油制冷机组(15)的能耗与空载功率匹配,以利用富余能量制冷,

三通控制阀(3)用于根据第二温度传感器(17)的测量温度,控制来自蓄冷油箱(1)的低温燃油与来自储油箱(2)的储油的混合比例,将热载荷冷却管路的燃油的初始温度稳定在理想工况,

第一补偿控制阀(8)的开度根据第三温度传感器(18)和第四温度传感器(19)的测量温度而受到控制,以同时满足飞机的环控系统和电气系统的冷却需求,

第二补偿控制阀(9)的开度根据第三温度传感器(18)和第五温度传感器(20)的测量温度而受到控制,以同时满足飞机的环控系统和液压系统的冷却需求,

回流控制阀(11)的开度根据第五、第六、第七温度传感器(20、21、22)的测量温度控制,用于控制回流燃油冷却管路的流量,进而调整热载荷冷却管路的总流量满足热载荷冷却管路的散热需求。

3. 一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理方法,其特征在于包括:

设置蓄冷油箱(1)、热载荷冷却管路、回流燃油冷却管路,

把所述蓄冷油箱(1)与飞机的储油箱(2)并联,

把蓄冷油箱(1)的出口与储油箱(2)的出口分别与三通控制阀(3)的两个入口连通,

把三通控制阀(3)的出口与燃油增压驱动泵(4)的入口连通,

把所述热载荷冷却管路的始端与燃油增压驱动泵(4)的出口连通,

用所述热载荷冷却管路顺次连接环控系统散热器(5)、电气系统散热器(6)、液压系统散热器(7),

把所述热载荷冷却管路的末端与发动机(100)供油管路连通,

在电气系统散热器(6)的入口位置设置从热载荷冷却管路的起点位置引出的第一冷却补偿旁路,

用第一补偿控制阀(8)控制第一冷却补偿旁路的流量,

在液压系统散热器(7)的入口位置设置从热载荷冷却管路的起点位置引出的第二冷却补偿旁路,

用第二补偿控制阀(9)控制第二冷却补偿旁路的流量,

使回流燃油冷却管路始于飞机的发动机供油管路,并包括顺次连接的冲压空气换热器(10)、回流控制阀(11)、第一压差涡轮(12),

把回流燃油冷却管路的末端与储油箱(2)的入口连通;

在冲压空气换热器(10)的出口位置引出燃油制冷旁路,

使所述燃油制冷旁路包括顺次连接的蓄冷分流控制阀(13)、第二压差涡轮(14)、燃油制冷机组(15),

把燃油制冷旁路的末端与蓄冷油箱(1)入口连通,以存储燃油制冷旁路产生的燃油,

在储油箱(2)的出口位置设置第一温度传感器(16),

在三通控制阀(3)的出口位置设置第二温度传感器(17),

在环控系统散热器(5)的出口位置设置第三温度传感器(18),

在电气系统散热器(6)的出口位置设置第四温度传感器(19),

在液压系统散热器(7)的出口位置设置第五温度传感器(20),

在冲压空气换热器(10)中设置第六温度传感器(21),以及

在冲压空气换热器(10)的出口位置设置第七温度传感器(22),

在燃油制冷机组(15)的出口位置设置第八温度传感器(23)。

4. 根据权利要求3所述的飞机燃油热管理方法,其特征在于进一步包括:

用所述燃油制冷机组(15)冷却燃油制冷旁路中的燃油,其中所述燃油制冷机组(15)根

据第七温度传感器(22)的测量温度自适应调节制冷量与能耗,使燃油制冷机组(15)的出口处的燃油温度始终稳定在预定的低温,

用蓄冷分流控制阀(13),根据飞机的飞机能源系统的负载工况,控制被冷却燃油的流量,使燃油制冷机组(15)的能耗与空载功率匹配,以利用富余能量制冷,

用三通控制阀(3),根据第二温度传感器(17)的测量温度,控制来自蓄冷油箱(1)的低温燃油与来自储油箱(2)的储油的混合比例,将热载荷冷却管路的燃油的初始温度稳定在理想工况,

根据第三温度传感器(18)和第四温度传感器(19)的测量温度,控制第一补偿控制阀(8)的开度,以满足飞机的环控系统和电气系统的冷却需求,

第二补偿控制阀(9)的开度根据第三温度传感器(18)和第五温度传感器(20)的测量温度而受到控制,以同时满足飞机的环控系统和液压系统的冷却需求,

根据第五、第六、第七温度传感器(20、21、22)的测量温度,控制回流控制阀(11)的开度,从而控制回流燃油冷却管路的流量,进而调整热载荷冷却管路的总流量满足热载荷冷却管路的散热需求。

一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统及方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统及方法。

背景技术

[0002] 飞机的热管理系统通常基于燃油冷却回路,燃油同时作为热沉和冷却工质为回路中串联的各种热载荷部件冷却,如环控系统散热器、电气系统散热器、液压系统散热器等。经过热载荷部件升温后的高温燃油一部分被送往发动机消耗,其余的部分经回流管路返回油箱中。在部分热管理系统中还引用了冲压空气换热器为储油箱中的燃油或回流的高温燃油冷却。

[0003] 新一代高性能超声速飞机集成越来越多的大功率功能性设备,超声速飞行的气动加热也产生了很多热量,大大增加了整机热载荷水平。与此同时传统热沉冲压空气的冷却能力随着飞行速度的不断提升而迅速下降,使其难以满足回流燃油的冷却需求,导致热管理系统越来越依赖于燃油的热沉能力。

[0004] 整机热载荷的上升使燃油冷却回路需要更多的燃油,增加了高温回流燃油的流量,而冲压空气的冷却能力又难以满足热油的冷却需求,使大量高温燃油混入油箱中提升燃油热沉的温度,带来不可逆的热沉损失。燃油热沉温度的升高会进一步提升燃油冷却回路燃油的流量,导致更多的高温回流燃油,造成燃油热沉损失的恶性循环。

[0005] 燃油热沉能力的损失给热管理系统带来很大的负担,特别是随着燃油的不断消耗以及温度的不断提升,在飞行后期热管理系统将无法有效的完成热排散任务;另一方面飞机上不同热载荷部件对冷却温度要求各不相同,如环控系统通常需要冷却温度低于60℃,而液压系统及电气系统的冷却温度能够达到80℃以上甚至100℃。冷却需求在空间分布上极不均匀导致串联的燃油冷却回路越来越难以满足所有热载荷部件的冷却需求。

[0006] 综上所述,飞机燃油热管理系统面临着三个严重的问题:1.热管理系统需要更多的热沉,且越来越依赖燃油热沉,而燃油热沉的冷却能力有限;2.整机热载荷水平的不断提升导致大量回流热油,造成燃油热沉能力不可逆的损失;3.燃油冷却回路中串联的散热器难以满足所有热载荷部件的冷却需求。

发明内容

[0007] 根据本发明的一个方面,提供了一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统,其特征在于包括:

[0008] 蓄冷油箱,

[0009] 热载荷冷却管路,

[0010] 回流燃油冷却管路,

[0011] 其中:

[0012] 所述蓄冷油箱与飞机的储油箱并联,蓄冷油箱的出口顺次与三通控制阀连通;

[0013] 所述热载荷冷却管路的始端与燃油增压驱动泵连通,所述热载荷冷却管路顺次连

接有环控系统散热器、电气系统散热器、液压系统散热器,所述热载荷冷却管路的末端与发动机供油管路连通,

[0014] 在电气系统散热器的入口位置设有从热载荷冷却管路的起点位置引出的第一冷却补偿旁路,第一冷却补偿旁路由第一补偿控制阀控制流量,

[0015] 在液压系统散热器的入口位置设有从热载荷冷却管路的起点位置引出的第二冷却补偿旁路,第二冷却补偿旁路由第二补偿控制阀控制流量,

[0016] 回流燃油冷却管路始于飞机的发动机供油管路,包括顺次连接的冲压空气换热器、回流控制阀、第一压差涡轮,回流燃油冷却管路的末端与储油箱的入口连通;

[0017] 在冲压空气换热器的出口位置引出有燃油制冷旁路,所述燃油制冷旁路包括顺次连接的蓄冷分流控制阀、第二压差涡轮、燃油制冷机组,燃油制冷旁路的末端与蓄冷油箱入口连通,

[0018] 所述的燃油热管理系统进一步包括:

[0019] 设置在储油箱的出口位置的第一温度传感器,

[0020] 设置在三通控制阀的出口位置的第二温度传感器,

[0021] 设置在环控系统散热器的出口位置的第三温度传感器,

[0022] 设置在电气系统散热器的出口位置的第四温度传感器,

[0023] 设置在液压系统散热器的出口位置的第五温度传感器,

[0024] 内置在冲压空气换热器中的第六温度传感器,以及

[0025] 设置在冲压空气换热器的出口位置的第七温度传感器,

[0026] 设置在燃油制冷机组的出口位置的第八温度传感器。

附图说明:

[0027] 图1为具有蓄冷油箱的燃油热管理系统拓扑结构图示。

[0028] 图2为燃油热管理系统控制体系图示。

[0029] 图3为三通控制阀3控制框图。

[0030] 图4为冷却补偿控制阀8、9控制框图。

[0031] 图5为回流控制阀11控制框图。

[0032] 图6为蓄冷分流控制阀13控制框图。

具体实施方式:

[0033] 本发明针对现有技术的热管理系统的上述问题,提出了一种具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统及基于其的燃油调度方法。

[0034] 如图1所示,根据本发明的飞机燃油热管理系统在传统飞机热管理系统的基础上添加了蓄冷油箱1、燃油制冷机组15、以及冷却补偿旁路8和9。本发明的飞机燃油热管理系统保留了传统热管理系统的结构及所有功能,在此基础上通过燃油蓄冷的设计提升热管理系统的热排散能力,并通过冷却补偿旁路的设计使其满足各种热载荷部件的冷却需求。

[0035] 在根据本发明的一个实施例的燃油热管理系统中,利用燃油制冷机组15为部分回流燃油进行制冷,一方面避免了回流热油对燃油造成的不可逆的热沉损失,另一方面增加了燃油热沉的冷却能力;燃油制冷机组本质上属于热泵,消耗能量将燃油的热量传递给

温度更高的环境热沉;设计燃油制冷机组利用飞机能源系统的富余功率:飞机能源系统所能提供的功率输出与发动机的推力水平成正比,而飞机对飞机能源的需求并不一定与发动机功率输出成正比,按照目前多数飞机峰值能量需求的飞机能源系统设计方法,势必会导致很大一部分富余功率,燃油制冷机组将这部分富余能量转化为燃油的热沉能力,充分利用飞机能源系统的能量输出。

[0036] 根据本发明的燃油热管理系统利用蓄冷油箱1将低温的燃油热沉存储起来,通过出口的三通阀的控制与储油按一定比例混合后进入热载荷冷却管路。蓄冷油箱中低温燃油的存在,增加了燃油热沉的冷却能力,而且低温燃油作为高质量热沉具有更强的适用范围,能够更方便的进行热沉调度:在燃油热管理系统正常工作情况下,利用蓄冷油箱中的低温燃油稳定热载荷冷却管路中的初始燃油温度,给燃油热管理系统一个稳定的工作环境;当整机热载荷水平较高或储油箱中燃油温度过高时,增加冷却回路中冷油的比例,从而增强燃油热管理系统的散热能力,并且进一步减少了回流热油的流量。

[0037] 本发明公开的燃油热管理系统利用冷却补偿旁路8、9,能够为任意的热载荷部件补偿低温的冷却燃油,满足其冷却需求。通过冷却补偿旁路的设计,即保留了串联热载荷散热器的优点:将温度能够高温工作的热载荷部件置于下游位置更加充分的利用燃油热沉,还能调整每个热载荷散热器的冷却燃油温度和流量,使燃油热管理系统适应不同的工况,满足各种热载荷部件的冷却需求。

[0038] 本发明的优点包括:

[0039] 1) 利用燃油制冷机组为回流燃油制冷可以避免回流高温燃油造成的不可逆热沉损失的同时增加燃油热沉的冷却能力;

[0040] 2) 燃油制冷机组冷却的低温燃油属于高质量热沉,通过蓄冷油箱将其存储起来可以增加燃油热管理系统中热沉冷却能力,解决飞行后期热沉不足的问题;

[0041] 3) 燃油制冷机组制冷消耗的能量来自飞机能源系统的空载功率,将富余的能量转化为燃油制冷能力,不增加能源系统的负担;

[0042] 4) 热载荷冷却回路中的冷却补偿旁路能够满足不同热载荷的冷却需求,并且同时保留了串联冷却系统的优点,将燃油热沉的冷却能力充分的利用。

[0043] 以下结合附图对根据本发明的实施例的具有蓄冷能力的飞机燃油热管理系统及基于它的热沉调度方法做出进一步详细描述。

[0044] 如图1所示,在根据本发明的一个实施例的飞机燃油热管理系统中,蓄冷油箱1与储油箱2并联,蓄冷油箱1与储油箱2的出口分别与三通控制阀3的两个入口连通,三通控制阀3的出口与热载荷冷却管路连通;热载荷冷却管路包括顺次连接的燃油增压驱动泵4、环控系统散热器5、电气系统散热器6、液压系统散热器7,末端与发动机100连通,在电气系统散热器6和液压系统散热器7的入口位置还分别有从冷却管路起点位置引出的冷却补偿旁路,分别由补偿控制阀8和9控制流量;在热载荷冷却管路的末端,发动机100的入口前引出有燃油回流管路,燃油回流管路包括顺次连接的冲压空气换热器10、回流控制阀11、压差涡轮12,末端与储油箱2入口连通;在回流燃油冷却管路冲压空气换热器10出口位置引出有燃油制冷旁路,包括顺次连接的蓄冷分流控制阀13、压差涡轮14、燃油制冷机组15,燃油制冷旁路的末端与蓄冷油箱1入口连通。

[0045] 如图2所示,根据本发明的一个实施例的燃油热管理系统采用分散式控制系统,燃

油热管理系统中的控制对象包括三通控制阀3、补偿控制阀8、补偿控制阀9、回流控制阀11、蓄冷分流控制阀13、以及燃油制冷机组15；在燃油热管理系统中的不同位置设置有若干温度传感器用于控制，包括储油箱2出口位置的第一温度传感器16、三通控制阀3出口位置的第二温度传感器17、环控系统散热器5出口位置的第三温度传感器18、电气系统散热器6出口位置的第四温度传感器19、液压系统散热器7出口位置的第五温度传感器20、内置在冲压空气换热器10中的第六温度传感器21、冲压空气换热器10出口位置的第七温度传感器22、燃油制冷机组15出口位置的第八温度传感器23。

[0046] 如图3所示，根据本发明的一个实施例，三通控制阀3用于调整热载荷冷却管路中蓄冷油箱低温燃油与储油箱燃油的混合比例，为热管理系统提供稳定的工作状态。其根据第二温度传感器17测量的热载荷冷却回路初始燃油温度 T_{17} 控制三通阀蓄冷油箱端的开度 v_3 ，使热载荷冷却回路初始燃油稳定在燃油热管理系统一个设定的理想工作温度 $T_{17} \rightarrow T_{set}$ ， T_{set} 温度需要满足热载荷回路的冷却需求，同时不能过低浪费高质量的低温燃油热沉，设置在 $30^\circ\text{C} \sim 40^\circ\text{C}$ 较为合适。

[0047] 如图4所示，根据本发明的一个实施例，补偿控制阀8以及补偿控制阀9分别用于调整流经电气系统散热器以及液压系统散热器的冷却燃油流量、温度。由于冷却补偿旁路冷却燃油流量与主回路中冷却燃油流量有较强的耦合作用，因此不能利用单目标完成补偿控制阀的控制任务。补偿控制阀8根据第三、第四温度传感器18、19测量温度 T_{18} 、 T_{19} 控制开度 v_8 ，要求同时满足环控系统散热器出口燃油温度低于其限制温度 $T_{18} \rightarrow T_{ecs}$ ，电气系统散热器出口燃油温度低于其限制温度 $T_{19} \rightarrow T_{ele}$ ；同样的补偿控制阀9根据温度传感器18、20测量温度 T_{18} 、 T_{20} 控制开度 v_9 ，要求同时满足环控系统散热器出口燃油温度低于其限制温度 $T_{18} \rightarrow T_{ecs}$ ，液压系统散热器出口燃油温度低于其限制温度 $T_{20} \rightarrow T_{hyd}$ ；

[0048] 如图5所示，根据本发明的一个实施例，回流控制阀11用于控制回流燃油的流量，同时调整冷却回路的冷却燃油总流量。回流控制阀11的控制属于多目标控制，其根据第一、第五、第六、第七温度传感器16、20、21、22分别测量的温度数据 T_{16} 、 T_{20} 、 T_{21} 、 T_{22} 调控回流阀11的开度 v_{11} 。首先要满足热载荷冷却回路的冷却需求，将其末端的燃油温度控制在限制温度 $T_{20} \rightarrow T_{limit}$ ， T_{limit} 定义为燃油焦化温度 T_{coking} 和末端散热器（本实例中即液压系统散热器）限制温度 T_{hyd} 之间的较小值 $T_{limit} = \min(T_{coking}, T_{hyd})$ ；此外，当冲压空气热沉温度较低，低于储油温度一个设定值 $T_{21} < T_{16} - \Delta T_{set}$ （ ΔT_{set} 设置在 $5 \sim 10^\circ\text{C}$ 较为合适），具有可观的冷却能力时，控制回流阀11的开度 v_{11} 用以满足冲压空气换热器10的充分利用：调整回流燃油流量满足冲压空气换热器的换热效率稳定在一个设定值： $(T_{20} - T_{22}) / (T_{20} - T_{21}) \rightarrow \eta_{set}$ ， η_{set} 设置在 $70\% \sim 90\%$ 较为合适。

[0049] 燃油制冷机组15能够根据第八温度传感器23测量的温度数据 T_{23} 自适应调节制冷量和能耗，将出口温度稳定在一个设定值 $T_{23} \rightarrow T_{cold_set}$ ， T_{cold_set} 设置在 $10 \sim 15^\circ\text{C}$ 较为合适。在此基础上根据图6所示，蓄冷分流阀13根据飞机能源系统的能量负载状况 δ （%）控制开度 v_{13} ，通过调整被制冷燃油的流量使燃油制冷机组15的能耗与飞机能源系统的空载功率匹配，利用富余能量为燃油制冷。

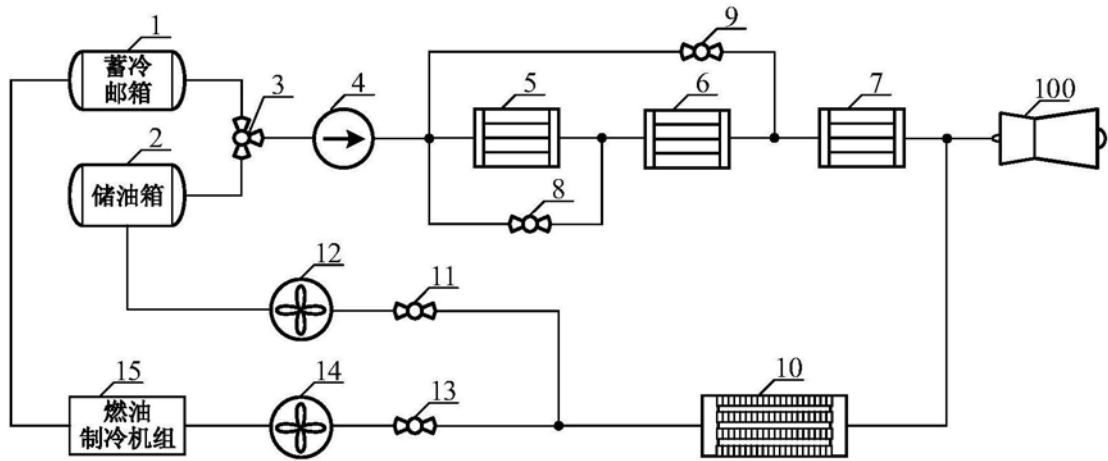


图1

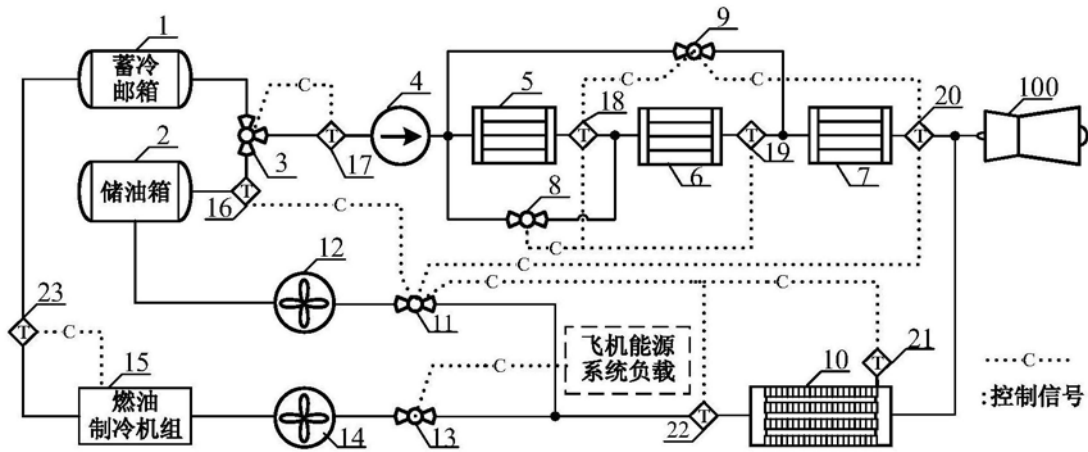


图2

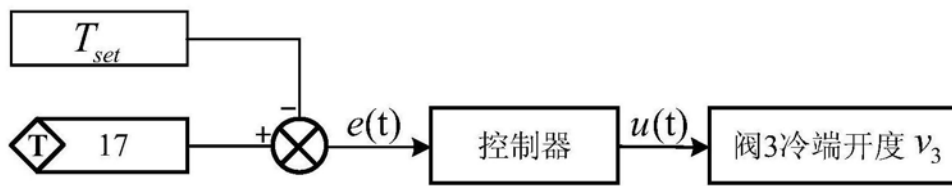


图3

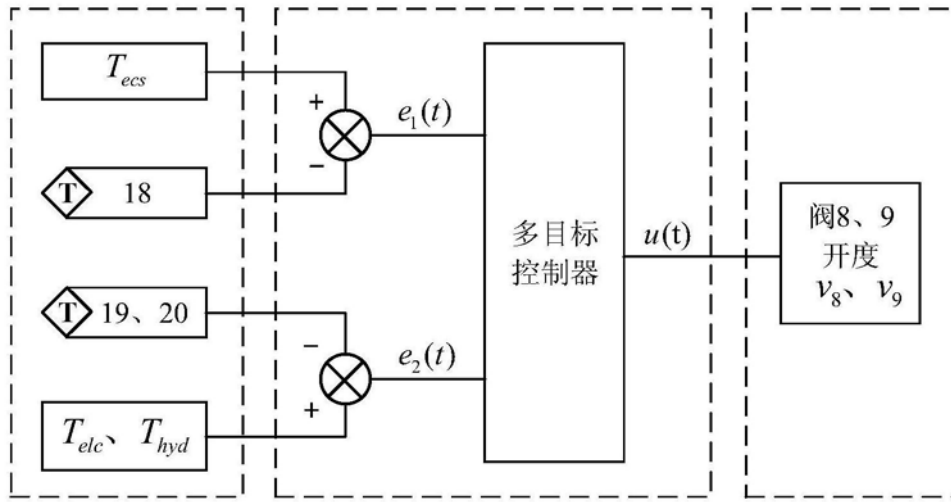


图4

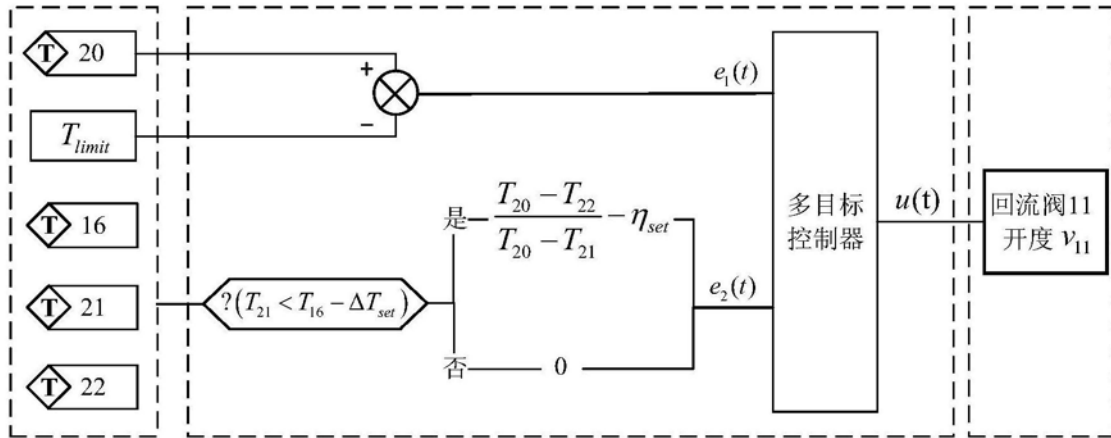


图5

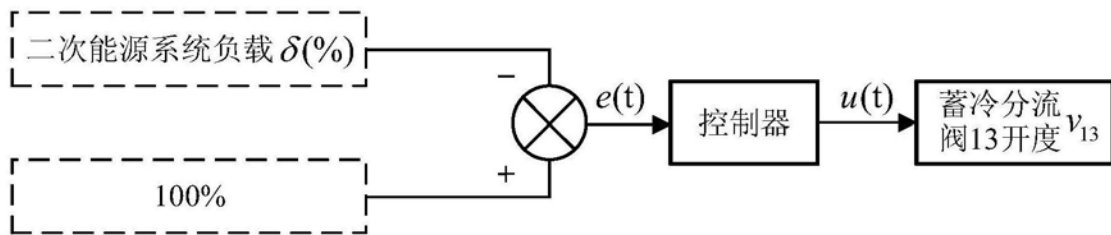


图6