



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109989833 A

(43)申请公布日 2019.07.09

(21)申请号 201910333478.9

(22)申请日 2019.04.24

(71)申请人 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 邹正平 王乾 王一帆

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司

公司 11227

代理人 李海建

(51)Int.Cl.

F02C 7/22(2006.01)

F02C 7/224(2006.01)

B64D 33/10(2006.01)

F01D 15/08(2006.01)

F01D 15/10(2006.01)

F01K 25/10(2006.01)

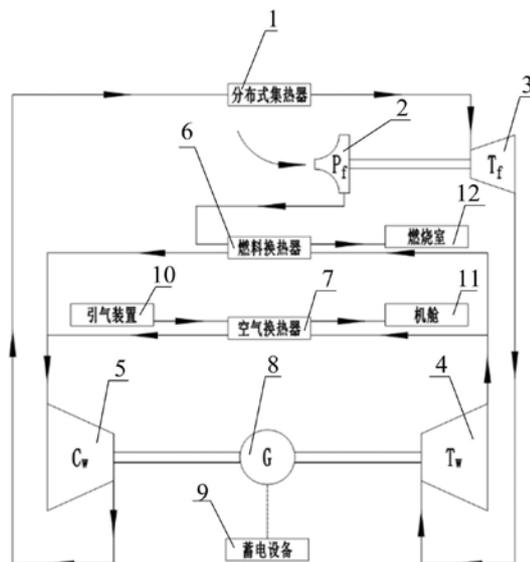
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统

(57)摘要

本发明公开一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,包括散布在飞行器上需冷却的高温装置上的分布式集热器,分布式集热器的出口通过管路连通至自身进口形成闭路循环,管路设有燃料涡轮、工质涡轮和工质压气机,燃料涡轮为燃料泵提供动力,工质涡轮为工质压气机提供动力,工质压气机用于压缩工质,工质为超临界工质。利用超临界态工质换热能力强、流动损失小的特点,通过分布式集热器从强预冷器、热防护隔热材料、机载电子设备、燃烧室壁面和滑油系统等需冷却的高温装置上收集大量热量。这些热量能够实现额外的能源供应。例如通过燃料涡轮、工质涡轮做功输出机械能,带动燃料泵、工质压气机等,同时带动发电机,进一步转化为电能并存储。



CN 109989833 A

1. 一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,包括散布在所述飞行器上需冷却的高温装置上的分布式集热器,所述分布式集热器的出口通过管路连通至自身进口形成闭路循环,所述管路上设置有燃料涡轮、工质涡轮和工质压气机,

所述燃料涡轮为燃料泵提供动力,

所述工质涡轮为所述工质压气机提供动力,所述工质压气机用于压缩工质,所述工质为超临界工质。

2. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述管路上还设置有燃料换热器,所述燃料泵向燃烧室提供的燃料经过所述燃料换热器加热,所述管路中的工质为所述燃料换热器提供热量。

3. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述管路上还设置有空气换热器,机舱的进气口流入的气体经过所述空气换热器加热,所述管路中的工质为所述空气换热器提供热量。

4. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,还包括发电机和蓄电设备,所述工质涡轮为所述发电机提供动力,所述发电机与所述蓄电设备连接。

5. 如权利要求4所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述工质涡轮、所述发电机和所述工质压气机用同一根轴连接。

6. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述管路依次通过所述燃料涡轮、所述工质涡轮、换热器和所述工质压气机,

所述工质涡轮为发电机提供动力,所述发电机与蓄电设备连接,

所述换热器包括并联的或者串联的燃料换热器和空气换热器,

所述燃料泵向燃烧室提供的燃料经过所述燃料换热器加热,

机舱的进气口流入的气体经过所述空气换热器加热。

7. 如权利要求6所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述工质涡轮、所述发电机和所述工质压气机用同一根轴连接。

8. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述工质为超临界态工质为超临界态二氧化碳或超临界态惰性气体。

9. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述分布式集热器采用高传导率纤维的陶瓷基复合材料。

10. 如权利要求1所述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,其特征在于,所述需冷却的高温装置包括预冷器、热防护隔热材料、燃烧室壁面、电子设备和滑油系统。

一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统

技术领域

[0001] 本发明涉及高超声速飞行器技术领域,尤其涉及一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统。

背景技术

[0002] 高超声速飞行器具有巨大的军事和商业用途,世界强国竞相研究。由于高超声速飞行器对动力系统提出了水平起降、重复使用、结构紧凑、重量轻、极宽空域和速域等极高要求,单一动力无法满足需求,发展吸气式组合动力是必然趋势。

[0003] 高超声速飞行器在高马赫数飞行时,气动加热效应严重,飞行器外表面承受着很高的热载荷,另外飞行器内部的机载电子设备、燃烧室、滑油系统等也会产生较大的热载荷。目前采用被动热防护和主动热防护结合,使用隔热材料和燃料再生主动冷却系统吸收大量热载荷,但这些热量最终耗散掉,没有利用起来。

[0004] 此外,高超声速飞行器中机载电子设备的正常运行和定向能武器的临时发射操作等需要消耗大量能源,而高超声速航空发动机在冲压模态时,旋转部件不工作,没有能源持续供应,因此现有的机载能源系统难以满足高超声速飞行器的需求。

[0005] 因此,如何提供一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,以实现额外的能源供应,是目前本领域技术人员亟待解决的技术问题。

发明内容

[0006] 有鉴于此,本发明的目的在于提供一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,以实现额外的能源供应。

[0007] 为了达到上述目的,本发明提供如下技术方案:

[0008] 一种用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,包括散布在所述飞行器上需冷却的高温装置上的分布式集热器,所述分布式集热器的出口通过管路连通至自身进口形成闭路循环,所述管路上设置有燃料涡轮、工质涡轮和工质压气机,所述燃料涡轮为燃料泵提供动力,所述工质涡轮为所述工质压气机提供动力,所述工质压气机用于压缩工质,所述工质为超临界工质。

[0009] 优选的,上述管路上还设置有燃料换热器,所述燃料泵向燃烧室提供的燃料经过所述燃料换热器加热,所述管路中的工质为所述燃料换热器提供热量。

[0010] 优选的,上述管路上还设置有空气换热器,机舱的进气口流入的气体经过所述空气换热器加热,所述管路中的工质为所述空气换热器提供热量。

[0011] 优选的,上述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统还包括发电机和蓄电设备,所述工质涡轮为所述发电机提供动力,所述发电机与所述蓄电设备连接。

[0012] 优选的,上述工质涡轮、所述发电机和所述工质压气机用同一根轴连接。

[0013] 优选的,上述管路依次通过所述燃料涡轮、所述工质涡轮、换热器和所述工质压气机,所述工质涡轮为发电机提供动力,所述发电机与蓄电设备连接,所述换热器包括并联的

或者串联的燃料换热器和空气换热器,所述燃料泵向燃烧室提供的燃料经过所述燃料换热器加热,机舱的进气口流入的气体经过所述空气换热器加热。

[0014] 优选的,上述工质涡轮、所述发电机和所述工质压气机用同一根轴连接。

[0015] 优选的,上述工质为超临界态工质为超临界态二氧化碳或超临界态惰性气体。

[0016] 优选的,上述分布式集热器采用高传导率纤维的陶瓷基复合材料。

[0017] 优选的,上述需冷却的高温装置包括预冷器、热防护隔热材料、燃烧室壁面、电子设备和滑油系统。

[0018] 本发明提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,包括散布在所述飞行器上需冷却的高温装置上的分布式集热器,所述分布式集热器的出口通过管路连通至自身进口形成闭路循环,所述管路上设置有燃料涡轮、工质涡轮和工质压气机,所述燃料涡轮为燃料泵提供动力,所述工质涡轮为所述工质压气机提供动力,所述工质压气机用于压缩工质,所述工质为超临界工质。

[0019] 工作时,利用超临界态工质换热能力强、流动损失小的特点,通过分布式集热器从高超声速飞行器的强预冷器、热防护隔热材料、机载电子设备、燃烧室壁面和滑油系统等需冷却的高温装置上收集起来大量的热量。这些热量能够实现额外的能源供应。例如,通过燃料涡轮、工质涡轮做功输出机械能,用以带动燃料泵、工质压气机等,同时可以带动发电机,进一步转化为电能并存储。

附图说明

[0020] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0021] 图1为本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统的布置结构示意图。

[0022] 上图1中:

[0023] 分布式集热器1、燃料泵2、燃料涡轮3、工质涡轮4、工质压气机5、燃料换热器6、空气换热器7、发电机8、蓄电设备9、引气装置10、机舱11、燃烧室12。

具体实施方式

[0024] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0025] 请参考图1,图1为本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统的布置结构示意图。

[0026] 本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,包括散布在飞行器上需冷却的高温装置上的分布式集热器1,分布式集热器1的出口通过管路连通至自身进口形成闭路循环,管路上设置有燃料涡轮3、工质涡轮4和工质压气机5,燃料涡轮3为

燃料泵2提供动力,工质涡轮4为工质压气机5提供动力,工质压气机5用于压缩工质,工质为超临界工质。

[0027] 为了进一步优化上述方案,管路上还设置有燃料换热器6,燃料泵2向燃烧室12提供的燃料经过燃料换热器6加热,管路中的工质为燃料换热器6提供热量。管路上还设置有空气换热器7,机舱11的进气口流入的气体经过空气换热器7加热,管路中的工质为空气换热器7提供热量。上述的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统还包括发电机8和蓄电设备9,工质涡轮4为发电机8提供动力,发电机8与蓄电设备9连接。

[0028] 管路依次通过燃料涡轮3、工质涡轮4、换热器和工质压气机5,工质涡轮4为发电机8提供动力,发电机8与蓄电设备9连接,换热器包括并联的或者串联的燃料换热器6和空气换热器7,燃料泵2向燃烧室12提供的燃料经过燃料换热器6加热,机舱11的进气口流入的气体经过空气换热器7加热。

[0029] 本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,是一种适用于高超声速飞行器/发动机的综合热管理装置。通过建立超临界态工质的闭式循环系统,利用超临界态工质换热能力强、流动损失小的特点,通过分布式集热器1从高超声速飞行器的强预冷器、热防护隔热材料、机载电子设备、燃烧室壁面和滑油系统等热源收集起来大量的热量。这些热量一部分用来加热通往飞行器机舱11的空气和预先加热通往燃烧室12的燃料,另一部分通过一个或多个涡轮做功输出机械能,用以带动燃料泵2、压气机等,或连接发电机8再将其转化为电能,并通过蓄电设备9将其存储起来,在高超声速发动机处于冲压模态时提供能源给机载电子设备和武器发射使用。

[0030] 其应用于高超声速飞行器/发动机上,可以减轻飞行器在高超声速飞行时热防护和冷却系统的工作压力,将飞行器各部分产生的余热收集,并将其转化为机械能和电能以充分利用,变“废”为“宝”;另外采用超临界态工质闭式循环能够解决高超声速飞行器在冲压模态时,无旋转部件做功无法持续提供能源的问题。

[0031] 本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统,是一个闭式循环系统,位于其中的工质在整个热力循环过程中均处于超临界态,超临界态是指工质的压力高于其临界压力,并且温度高于其临界温度。

[0032] 本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统的应用对象主要是高超声速飞行器及其涡轮基冲压组合循环发动机(TBCC),这类发动机根据飞行马赫数的高低在吸气模态和冲压模态这两种工作模态之间转换,本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统主要解决高马赫数飞行时飞行器和处于冲压模态的发动机面临的若干问题。

[0033] 该闭式循环系统包括:分布式集热器1、工质涡轮(Tw)4、工质压气机(Cw)5、发电机(G)8、蓄电设备9、燃料涡轮(Tf)3、燃料泵(Pf)2、燃料换热器6、空气换热器7。首先,超临界态工质进入分布式集热器1,从高超声速飞行器/发动机不同热源吸收大量余热;接下来,超临界态工质通过燃料涡轮(Tf)3做功带动燃料泵(Pf)2;之后,超临界态工质通过工质涡轮(Tw)4做功,工质涡轮(Tw)4连接着工质压气机(Cw)5和发电机(G)8,其产生的机械能一部分带动工质压气机(C)5工作压缩工质,另一部分通过发电机(G)8转化为电能,利用蓄电设备9将电能存储起来;流出工质涡轮(Tw)4的超临界态工质通过空气换热器7和燃料换热器6分别加热通往机舱11内的空气和预热飞行器携带的燃料;最后,超临界态工质经过工质压气

机(Cw)5增压,然后再回到分布式集热器1,从而形成闭式循环系统。

[0034] 其中,工质涡轮4、发电机8和工质压气机5用同一根轴连接。工质为超临界态工质或超临界态二氧化碳或超临界态惰性气体。超临界态工质的闭式循环系统能够在工作情况下稳定持续地产生电能。

[0035] 分布式集热器1采用现有的具有高传导率纤维的陶瓷基复合材料。由于分布式集热器1采用具有综合高传导率纤维的陶瓷基复合材料,其热传导率比传统材料至少增加一个量级,同时利用密集热辐射换热技术,充分利用其远距离换热的特点来收集余热。

[0036] 蓄电设备9采用轻型蓄电材料,在满足飞行器对其重量要求的情况下能够存储足够的电能;并且该蓄电设备9要能够适应不同的功率输出条件的变化,即在大部分时间能够功率平稳地提供电能保证机载电子设备正常工作,在偶尔进行武器发射等操作时也能够做到短时间大功率供给电能。

[0037] 需冷却的高温装置包括但不限于飞行器上的预冷器、热防护隔热材料、燃烧室壁面、电子设备和滑油系统。

[0038] 本发明实施例提供的用于高超声速飞行器或发动机的综合热管理系统的优点在于:

[0039] (1) 采用分布式集热器技术,闭式循环中的超临界态工质将飞行器和发动机中不同系统、不同部件产生的大量余热吸收,将这些热量整合后,可以更高效地进行能量转化和综合利用。

[0040] (2) 闭式循环超临界态工质从超高声速飞行器/发动机中不同热源(包括但不限于预冷器、热防护隔热材料、燃烧室壁面、电子设备和滑油系统)吸收了大量热量,分担了部分热载荷,有效减轻了飞行器/发动机热防护系统和冷却系统的工作压力。

[0041] (3) 采用闭式循环,独立于发动机的热力循环,能持续不断地输出能量。即使在发动机处于冲压模态,无旋转部件提供能源时,闭式循环仍然能持续供应能源,保证机载设备正常工作和武器发射等临时操作。

[0042] (4) 采用超临界态流体作为闭式循环工质,充分利用超临界态流体热容大、粘性小、响应快的特点,使得整个闭式循环系统能量输运能力强,换热效率高,流动损失小。

[0043] 其中,对于机舱供气系统:引气装置10从外界引入合适的空气,进入到空气换热器后从超临界态工质吸收热量,其温度升高到合适水平之后再通入机舱11使用。

[0044] 对于燃料供应系统:燃料涡轮3带动燃料泵2工作,燃料从燃料泵2流出进入到燃料换热器6,从超临界态工质吸收热量使燃料温度升高,之后进入燃烧室12与氧化剂混合燃烧。

[0045] 对所公开的实施例的上述说明,使本领域专业技术人员能够实现或使用本发明。对这些实施例的多种修改对本领域的专业技术人员来说将是显而易见的,本文中所定义的一般原理可以在不脱离本发明的精神或范围的情况下,在其它实施例中实现。因此,本发明将不会被限制于本文所示的这些实施例,而是要符合与本文所公开的原理和新颖特点相一致的最宽的范围。

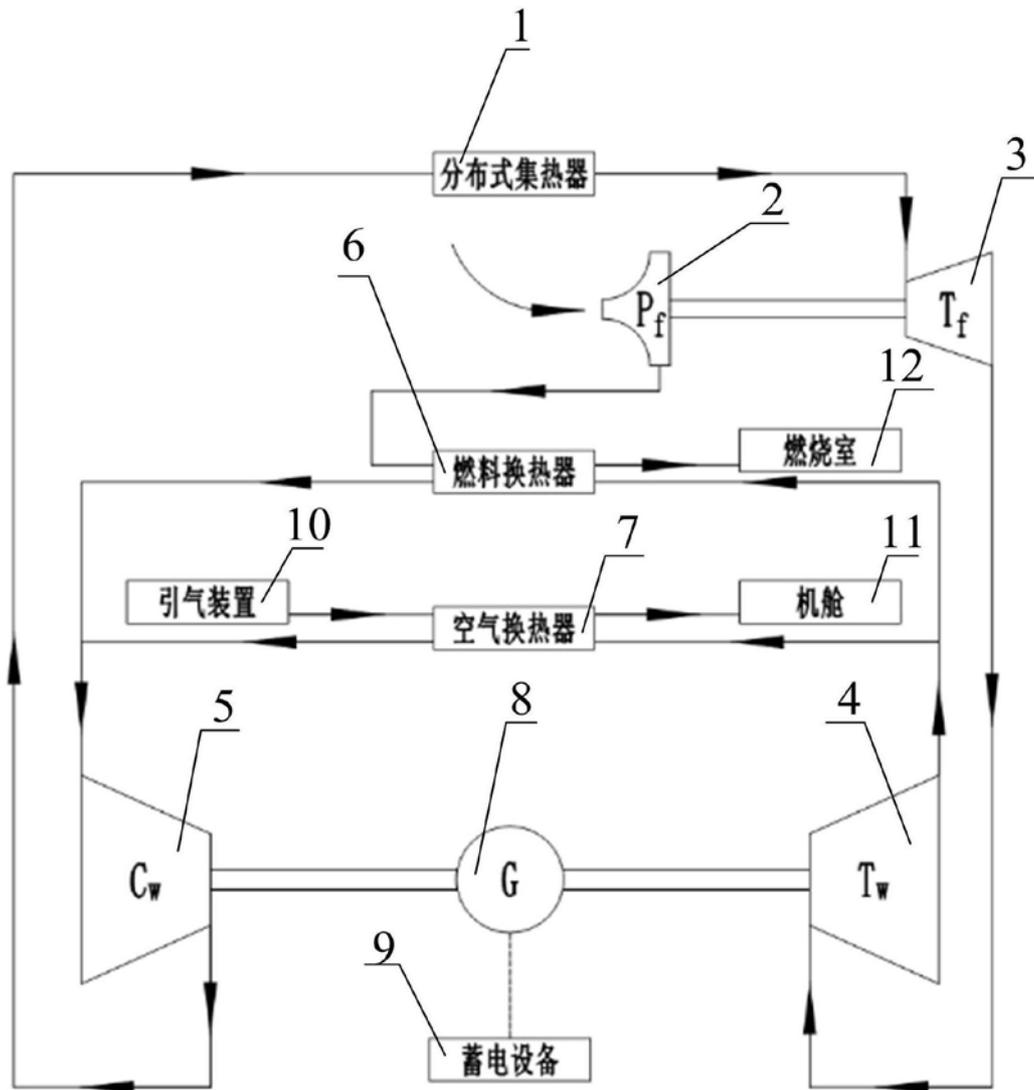


图1