



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112160837 A

(43) 申请公布日 2021.01.01

(21) 申请号 202010988274.1

(22) 申请日 2020.09.18

(71) 申请人 中国航发四川燃气涡轮研究院
地址 610500 四川省成都市新军路六号

(72) 发明人 娄德仓 李丹 赵维维 王伟
田山林 周雷 袁彪

(74) 专利代理机构 北京清大紫荆知识产权代理
有限公司 11718

代理人 张卓

(51) Int. Cl.

F02C 7/18 (2006.01)

F02K 7/16 (2006.01)

F02K 1/82 (2006.01)

F01K 23/02 (2006.01)

F01K 25/10 (2006.01)

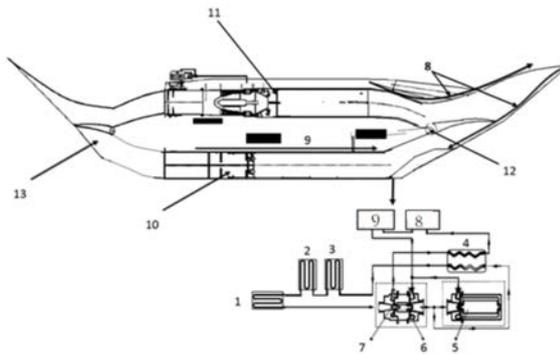
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统

(57) 摘要

本发明提供了一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,所述系统包括:发动机冷却子系统、冷却介质压缩子系统、功率输出子系统、回热子系统和燃油换热子系统。本发明所提供的一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统以超临界二氧化碳作为介质采用微通道高效换热器可将热端壁面温度降低的同时输出功率。相比于燃油直接冷却方案,可降低燃油温升,避免了燃油的气化结焦风险,解决燃油热沉不足等问题。经过吸热后的超临界二氧化碳可利用涡轮膨胀输出功率或发电。可将约30%-40%热量(目前国内闭式循环效率约30%)转化为轴功或电加以利用,可解决综合能源系统的功率提取问题。



1. 一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述系统包括:
发动机冷却子系统,利用压缩降温后冷却介质冷却发动机热端部件,得到升温后冷却介质;
冷却介质压缩子系统,与所述发动机冷却子系统连接,利用升温后冷却介质所携带发动机热能压缩冷却介质,分别得到膨胀后冷却介质和压缩后冷却介质;
功率输出子系统,与发动机冷却子系统连接,用于将升温后冷却介质所携带的发动机热能转换为轴功或电能输出,得到膨胀后冷却介质;
回热子系统,与所述发动机冷却子系统、所述冷却介质压缩子系统、所述功率输出子系统连接,用于利用膨胀后冷却介质冷却压缩后冷却介质,得到膨胀升温后冷却介质和压缩降温后冷却介质,压缩降温后冷却介质输入所述发动机冷却子系统;
燃油换热子系统,与所述回热子系统以及冷却介质压缩子系统分别连接,用于冷却膨胀升温后冷却介质,得到待压缩的冷却介质。
2. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述冷却介质为超临界冷却介质。
3. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述升温后冷却介质进入功率输出子系统的比例不超过50%。
4. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述发动机冷却子系统包括设置在发动机组合喷管上的组合喷管冷却换热器和设置在冲压发动机上的冲压级热端部件换热器。
5. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述轴功或电能用于为飞机和发动机提供能源。
6. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述冷却介质压缩子系统包括与所述发动机冷却子系统连接的膨胀涡轮和与所述膨胀涡轮连接的压缩机。
7. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述功率输出子系统包括功率输出装置。
8. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述回热子系统包括回热器。
9. 根据权利要求1所述的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,其特征在于,所述燃油换热子系统包括依次连接的冲压燃油换热器、加力燃油换热器和主燃油换热器。

一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统

技术领域

[0001] 本发明属于涡轮冲压组合发动机领域,具体涉及一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统。

背景技术

[0002] 高马赫数飞行器采用的涡轮冲压组合发动机(TBCC)具有飞行包线宽、飞行速度高、零速起飞、可重复使用的特点,是非常具有前景的一种组合动力。但由于高马赫数下冷气品质差、燃烧温度高、冷却面积大等因素,导致TBCC发动机综合热管理系统设计难度极大。同时飞行器及其组合发动机全包线内能源需求量大(达到兆瓦量级),综合能源系统设计难度大。

[0003] 具体问题有以下三个方面:1)大面积组合喷管的冷却问题,TBCC发动机采用单边膨胀组合喷管作为可做动的热端部件,其冷却方案的成功与否直接关系到整个发动机工作的稳定性和安全性,因此TBCC发动机组合喷管的冷却是整机热管理设计的一个重要内容。组合喷管尺寸远大于常规喷管,与燃气侧接触的面积时常规涡轮发动机收阔喷管的10余倍,同时主流燃气温度高,冷气流量与常规喷管冷气量相当,因此冷却涉及难度较大,在涡轮模态下,单纯的气膜冷却不能满足需求,只能采用空气与燃油进行组合冷却。但是由于燃油系统工作温度压力的限制,同时不同油路之间压力流量的差异性导致燃油直接冷却方案实施难度极大。迫切需要寻求新型冷却设计方案。2)燃油再生冷却存在燃油结焦冷却失效风险问题,目前双模态冲压发动机或超燃冲压发动机采用燃油冷却发动机的进气道、燃烧室及喷管等热壁面。燃油再生由于热壁面温度较高,存在燃油结焦的风险。由于通道尺寸较小,容易导致冷却通道堵塞,造成冷却系统失效,造成发动机损坏的风险。3)冲压模态大功率能源需求,TBCC发动机技术验证机模态转换结束后,涡轮发动机停止运转,需要第二动力为冲压发动机附件、飞机附件、喷油口源泵和进气道调节板油源泵等提供能源。传统的基于冲压空气涡轮进行功率提取的综合能源方案工作马赫数范围窄、大功率空气涡轮泵设计难度大,对飞行器性能重量影响大等特点。迫切需要提出新的综合能源系统方案,解决冲压模态大功率能源提取等问题。

发明内容

[0004] 为了解决上述问题,本发明在实现发动机热端部件冷却的同时,通过闭式循环输出功率,满足飞机和发动机综合能源的需求,可同时解决热端部件冷却及能量提取的问题,实现综合热与能量管理系统的融合设计。

[0005] 本发明的目的在于提供一种基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,所述系统包括:

[0006] 发动机冷却子系统,利用压缩降温后冷却介质冷却发动机热端部件,得到升温后冷却介质;

[0007] 冷却介质压缩子系统,与所述发动机冷却子系统连接,利用升温后冷却介质所携

带发动机热能压缩冷却介质,分别得到膨胀后冷却介质和压缩后冷却介质;

[0008] 功率输出子系统,与发动机冷却子系统连接,用于将升温后冷却介质所携带的发动机热能转换为轴功或电能输出,得到膨胀后冷却介质;

[0009] 回热子系统,与上述发动机冷却子系统、上述冷却介质压缩子系统、上述功率输出子系统连接,用于利用膨胀后冷却介质冷却压缩后冷却介质,得到膨胀升温后冷却介质和压缩降温后冷却介质,压缩降温后冷却介质输入上述发动机冷却子系统;

[0010] 燃油换热子系统,与上述回热子系统以及冷却介质压缩子系统分别连接,用于冷却膨胀升温后冷却介质,得到待压缩的冷却介质。

[0011] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述冷却介质为超临界冷却介质。

[0012] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述升温后冷却介质进入功率输出子系统的比例不超过50%。

[0013] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述发动机冷却子系统包括设置在发动机组合喷管上的组合喷管冷却换热器和设置在冲压发动机上的冲压级热端部件换热器。

[0014] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述轴功或电能用于为飞机和发动机提供能源。

[0015] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述冷却介质压缩子系统包括与上述发动机冷却子系统连接的膨胀涡轮和与上述膨胀涡轮连接的压缩机。

[0016] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述功率输出子系统包括功率输出装置。

[0017] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述回热子系统包括回热器。

[0018] 本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,还具有这样的特征,所述燃油换热子系统包括依次连接的冲压燃油换热器、加力燃油换热器和主燃油换热器。

[0019] 与现有技术相比,本发明还具有如下的有益效果:

[0020] 1、涡轮模态冷却组合喷管,减少燃油温升。利用组合喷管冷却换热器冷却组合喷管的固定壁面,减少冷却气量。以超临界二氧化碳等作为中间循环介质,通过闭式循环输出功率,代替燃油直接冷却方案可以显著降低冷却系统的复杂性。

[0021] 2、冷却冲压发动机热端壁面,解决燃油热沉不足问题。以超临界二氧化碳作为介质采用微通道高效换热器可将热端壁面温度降低的同时输出功率。相比于燃油直接冷却方案,可降低燃油温升,避免了燃油的气化结焦风险,解决燃油热沉不足等问题。

[0022] 3、闭式循环输出功率,供给飞机发动机能源提取。经过吸热后的超临界二氧化碳可利用涡轮膨胀输出功率或发电。可将约30%-40%热量(目前国内闭式循环效率约30%)转化为轴功或电加以利用,可解决综合能源系统的功率提取问题。

附图说明

[0023] 图1为本发明所提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统的结构示意图

[0024] 其中:1:冲压燃油换热器;2:加力燃油换热器;3:主燃油换热器;4:会热器;5:功率输出装置;6:膨胀涡轮;7:压缩机;8:组合喷管冷却换热器;9:冲压级热端部件换热器;10:冲压发动机;11:涡轮发动机;12:组合喷管;13:组合进气管

具体实施方式

[0025] 下面将参照附图更详细地描述本公开的示例性实施方式。虽然附图中显示了本公开的示例性实施方式,然而应当理解,可以以各种形式实现本公开而不应被这里阐述的实施方式所限制。相反,提供这些实施方式是为了能够更透彻地理解本公开,并且能够将本公开的范围完整的传达给本领域的技术人员。

[0026] 应理解的是,文中使用的术语仅出于描述特定示例实施方式的目的,而无意于进行限制。除非上下文另外明确地指出,否则如文中使用的单数形式“一”、“一个”以及“所述”也可以表示包括复数形式。术语“包括”、“包含”、“含有”以及“具有”是包含性的,并且因此指明所陈述的特征、步骤、操作、元件和/或部件的存在,但并不排除存在或者添加一个或多个其它特征、步骤、操作、元件、部件、和/或它们的组合。文中描述的方法步骤、过程、以及操作不解释为必须要求它们以所描述或说明的特定顺序执行,除非明确指出执行顺序。还应当理解,可以使用另外或者替代的步骤。

[0027] 涡轮冲压组合发动机通常有串联和并联两种形式。其中并联式涡轮冲压组合发动机是通过将涡轮发动机11和冲压发动机10采用上下或左右并联的布置方式,并在前端加装组合进气管13,在尾部加装单边膨胀组合喷管12等组成。其中组合喷管属于热端部件,工作温度高达2000℃,而且为了保证气动性能,采用单边膨胀喷管其尺度远大于常规的喷管。导致了传统的气膜冷却冷气量不足,不能满足喷管的冷却要求。需要采用燃油再生冷却。然而采用燃油具有实施难度大,系统复杂的缺点。

[0028] 如图1所示,本发明提供的基于超临界介质的闭式循环热管理集成系统,包括:发动机冷却子系统,利用压缩降温后冷却介质冷却发动机热端部件,得到升温后冷却介质;

[0029] 冷却介质压缩子系统,与上述发动机冷却子系统连接,利用升温后冷却介质所携带发动机热能压缩冷却介质,分别得到膨胀后冷却介质和压缩后冷却介质;

[0030] 功率输出子系统,与发动机冷却子系统连接,用于将升温后冷却介质所携带的发动机热能转换为轴功或电能输出,得到膨胀后冷却介质;

[0031] 回热子系统,与上述发动机冷却子系统、上述冷却介质压缩子系统、上述功率输出子系统连接,用于利用膨胀后冷却介质冷却压缩后冷却介质,得到膨胀升温后冷却介质和压缩降温后冷却介质,压缩降温后冷却介质输入上述发动机冷却子系统;

[0032] 燃油换热子系统,与上述回热子系统以及冷却介质压缩子系统分别连接,用于冷却膨胀升温后冷却介质,得到待压缩的冷却介质。

[0033] 在本发明的另一实施例中,上述冷却介质为超临界冷却介质。

[0034] 在本发明的另一实施例中,上述升温后冷却介质进入功率输出子系统的比例不超过50%。

[0035] 在本发明的另一实施例中,上述发动机冷却子系统包括设置在发动机组合喷管12

上的组合喷管冷却换热器8和设置在冲压发动机10上的冲压级热端部件换热器9。

[0036] 在本发明的另一实施例中,所述轴功或电能用于为飞机和发动机提供能源。

[0037] 在本发明的另一实施例中,所述冷却介质压缩子系统包括与所述发动机冷却子系统连接的膨胀涡轮6和与所述膨胀涡轮6连接的压缩机7。

[0038] 在本发明的另一实施例中,所述功率输出子系统包括功率输出装置5。

[0039] 在本发明的另一实施例中,所述回热子系统包括回热器4。

[0040] 在本发明的另一实施例中,所述燃油换热子系统包括依次连接的冲压燃油换热器1、加力燃油换热器2和主燃油换热器3。

[0041] 工作流程:

[0042] 在涡轮工作模态,冲压发动机处于冷通流。此时需要冷却的组合喷管12采用中间循环介质(如超临界二氧化碳等)通过组合喷管冷却换热器8进行冷却。温度升高后的中间循环介质一部分经过涡轮压缩系统(包括膨胀涡轮6和压缩机7)对循环初始的中间循环介质进行压缩,另一部分通过功率输出装置5输出轴功或发电,为飞机和发动机提供能源,这两股中间循环介质膨胀后温度和压力降低,再通过回热器4、主燃油换热器3和加力燃油换热器2分别与温度较低的中间循环介质、主燃油和加力燃油进行换热,温度进一步降低后进入压缩机7,形成完整的闭式循环。

[0043] 在共同工作模态,涡轮发动机和冲压发动机同时工作。需要冷却的组合喷管12和冲压级热端壁面10采用中间循环介质(如超临界二氧化碳等)通过组合喷管冷却换热器8和冲压级热端壁面换热器9进行冷却。温度升高后的中间循环介质一部分经过涡轮压缩系统(包括膨胀涡轮6和压缩机7)对循环初始的中间循环介质进行压缩,另一部分通过功率输出装置5输出轴功或发电,为飞机和发动机提供能源,这两股中间循环介质膨胀后温度和压力降低,再通过回热器4、主燃油换热器3、加力燃油换热器2和冲压燃油换热器1分别与温度较低的中间循环介质、主燃油、加力燃油和冲压燃油进行换热,温度进一步降低后进入压缩机7,形成完整的闭式循环。

[0044] 在冲压工作模态,涡轮发动机关闭,只有冲压发动机工作。需要冷却的冲压级热端壁面10采用中间循环介质(如超临界二氧化碳等)通过冲压级热端壁面换热器9进行冷却。温度升高后的中间循环介质一部分经过涡轮压缩系统(包括膨胀涡轮6和压缩机7)对循环初始的中间循环介质进行压缩,另一部分通过功率输出装置5输出轴功或发电,为飞机和发动机提供能源,这两股中间循环介质膨胀后温度和压力降低,再通过回热器4和冲压燃油换热器1分别与温度较低的中间循环介质、主燃油、加力燃油和冲压燃油进行换热,温度进一步降低后进入压缩机7,形成完整的闭式循环。

[0045] 以上,仅为本发明较佳的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应以权利要求的保护范围为准。

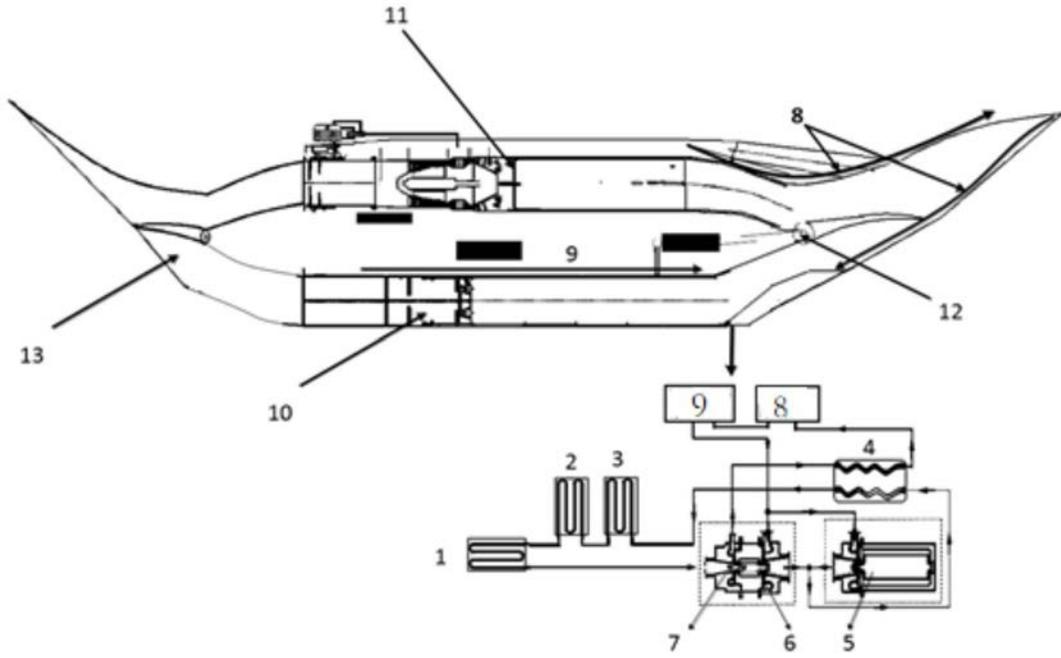


图1