



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110733645 A

(43)申请公布日 2020.01.31

(21)申请号 201910934620.5

(22)申请日 2019.09.29

(71)申请人 北京空间技术研制试验中心
地址 100094 北京市海淀区友谊路104号院

(72)发明人 阿嵘 庞丽萍 齐玢 张志贤
石泳

(74)专利代理机构 北京谨诚君睿知识产权代理
事务所(特殊普通合伙)
11538

代理人 陆鑫 延慧

(51)Int.Cl.

B64D 13/00(2006.01)

B64D 13/02(2006.01)

B64D 13/08(2006.01)

B64D 33/08(2006.01)

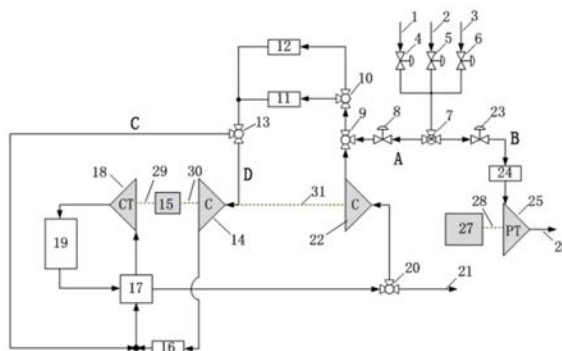
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54)发明名称

一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统

(57)摘要

本发明涉及一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,包括并联设置的第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀,其下游连接有第一三通阀后分为第一支路和第二支路;第一支路上设有制冷系统进气阀,其下游连接第一换向阀、第二换向阀,再连接第一换热器或第二换热器,后至第三换向阀,之后连接至回热器热边处,回热器热边下游连接有制冷涡轮、第四换热器,第四换热器再连接回热器冷边,下游依次连接有第四换向阀和第一排气管;第四换向阀的出口连接至第二压缩机,第二压缩机连接至第一换向阀处;第二支路上设有供电系统进气阀,供电系统进气阀下游连接有燃烧室、供电涡轮和第二排出管。本发明的热管理系统,支持多热沉重构,各模式切换配合使用。



1. 一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,包括并联设置的第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀,所述第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀分别用于控制发动机中压级引气路、发动机高压引气路和冲压空气路的开关,所述第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀下游连接有第一三通阀后分为第一支路和第二支路;

所述第一支路上设有制冷系统进气阀,所述制冷系统进气阀下游连接有第一换向阀,所述第一换向阀连接有第二换向阀,所述第二换向阀的两个出口并联有第一换热器和第二换热器,第一换热器和第二换热器连接至第三换向阀的同一个入口,所述第三换向阀之后分别通过第三支路和第四支路连接至回热器热边处,其中由第三换向阀到所述回热器热边之间的第四支路上依次设有第一压缩机和第三换热器;

所述回热器热边下游连接有制冷涡轮、第四换热器,所述第四换热器再连接回热器冷边,所述回热器冷边下游依次连接有第四换向阀和第一排气管;

所述第四换向阀的出口连接至第二压缩机,第二压缩机连接至第一换向阀处;

所述第二支路上设有供电系统进气阀,供电系统进气阀下游连接有燃烧室、供电涡轮和第二排出管。

2. 根据权利要求1所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,所述第一换热器、第二换热器和所述第三换热器所用热沉为发动机外涵道空气、消耗性冷却剂或燃油;

换热器结构形式为板翅式、缠绕管式或翅片板式。

3. 根据权利要求1所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,所述热管理系统具有开式制冷循环模式:由发动机中压级引气、发动机高压级引气或冲压空气引气提供高温、高压的气体,由制冷系统进气阀控制流入制冷子系统的引气流量。进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,再送至第三换向阀处,然后由第三支路或第四支路供给至回热器热边。

4. 根据权利要求3所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,送至第三换向阀处,之后判断气体的压力水平,若气体压力高于预定值,则直接经过回热器热边进一步降温后供给制冷涡轮;

气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,然后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀将气体供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

5. 根据权利要求3所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,送至第三换向阀处,之后判断气体的压力水平,若气体压力低于预定值,则要由第一压缩机提高气体温度、压力,再由第三换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,之后供给回热器热边进一步降温后供给制冷涡轮。气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,然后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀将气体供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

6. 根据权利要求1所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,所述热管理系统具有闭式制冷循环模式:制冷系统进气阀关闭,启用第二压缩机;气体在第二压缩机中升高温度和压力,高温高压的气体首先经过第一换向阀和第二换向阀进入第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉;然后经第三换向阀、第三支路供给回热器热边,进一步降温后供给制冷涡轮;气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,之后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀返回第二压缩机循环工作。

7. 根据权利要求1所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,所述热管理系统具有供电模式:由发动机中压级引气、发动机高压级引气或冲压空气引气提供高温、高压的引气,由供电系统进气阀控制流入供电子系统的引气流量;

引气首先进入设置于供电涡轮上游的燃烧室,在燃烧室中与燃油混合燃烧,进一步提高气体的压力和温度;然后供给供电涡轮,在供电涡轮中气体膨胀降温,将内能转化为机械能,通过供电涡轮转轴输出,带动发电机输出电能;

降温降压后的气体通过设置在供电涡轮下游的第二排气管,供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

8. 根据权利要求1所述的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,其特征在于,所述制冷涡轮和供电涡轮可分别带动制冷涡轮转轴和供电涡轮转轴,在所驱动发电机中将机械能转化为电能,供给用电设备;

制冷涡轮转轴和供电涡轮转轴还可带动第一压缩机转轴或第二压缩机转轴,同轴工作,将机械能传递给第一压缩机或第二压缩机。

一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器热管理技术领域,尤其涉及一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统。

背景技术

[0002] 随着飞行器多电化发展与电子设备集成技术进步,机载热负荷与能量需求呈指数上升趋势,特别是激光武器、长距雷达、电子对抗平台等高能设备的搭载,使得机载系统对冷源的需求日益剧增。热管理系统已成为大负载飞行器的重要支撑系统,其主要功能是为飞行器提供冷量和电量。

[0003] 传统的热管理系统架构单一,所用热沉工况稳定,不存在多热沉重构的问题。然而,对于长时间巡航的高速飞行器,特别是,马赫数大于2时,蒙皮外附面层温度高于100℃,导致外部气动热不断累积,机身温度随飞行时间增长而持续上升,机载热沉的温度也会相应升高,难以应对长航时的高速飞行。因此有必要拓展飞行器热沉,采用多热沉重构的方式,提高热管理系统对多种飞行工况的适应性。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于解决上述技术问题,提供一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,合理进行热管控。

[0005] 为实现上述目的,本发明提供一种支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统,包括并联设置的第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀,所述第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀分别用于控制发动机中压级引气路、发动机高压引气路和冲压空气路的开关,所述第一进气阀、第二进气阀和第三进气阀下游连接有第一三通阀后分为第一支路和第二支路;

[0006] 所述第一支路上设有制冷系统进气阀,所述制冷系统进气阀下游连接有第一换向阀,所述第一换向阀连接有第二换向阀,所述第二换向阀的两个出口并联有第一换热器和第二换热器,第一换热器和第二换热器连接至第三换向阀的同一个入口,所述第三换向阀之后分别通过第三支路和第四支路连接至回热器热边处,其中由第三换向阀到所述回热器热边之间的第四支路上依次设有第一压缩机和第三换热器;

[0007] 所述回热器热边下游连接有制冷涡轮、第四换热器,所述第四换热器再连接回热器冷边,所述回热器冷边下游依次连接有第四换向阀和第一排气管;

[0008] 所述第四换向阀的出口连接至第二压缩机,第二压缩机连接至第一换向阀处;

[0009] 所述第二支路上设有供电系统进气阀,供电系统进气阀下游连接有燃烧室、供电涡轮和第二排出管。

[0010] 根据本发明的一个方面,所述第一换热器、第二换热器和所述第三换热器所用热沉为发动机外涵道空气、消耗性冷却剂或燃油;

[0011] 换热器结构形式为板翅式、缠绕管式或翅片板式。

[0012] 根据本发明的一个方面,所述热管理系统具有开式制冷循环模式:由发动机中压级引气、发动机高压级引气或冲压空气引气提供高温、高压的气体,由制冷系统进气阀控制流入制冷子系统的引气流量。进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,送至第三换向阀处,然后由第三支路或第四支路供给至回热器热边。

[0013] 根据本发明的一个方面,进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,送至第三换向阀处,之后判断气体的压力水平,若气体压力高于预定值,则直接经过回热器热边进一步降温后供给制冷涡轮;

[0014] 气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,然后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀将气体供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

[0015] 根据本发明的一个方面,进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,送至第三换向阀处,之后判断气体的压力水平,若气体压力低于预定值,则要由第一压缩机提高气体温度、压力,再由第三换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,之后供给回热器热边进一步降温后供给制冷涡轮。气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,然后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀将气体供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

[0016] 根据本发明的一个方面,所述热管理系统具有闭式制冷循环模式:制冷系统进气阀关闭,启用第二压缩机;气体在第二压缩机中升高温度和压力,高温高压的气体首先经过第一换向阀和第二换向阀进入第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉;然后经第三换向阀、第三支路供给回热器热边,进一步降温后供给制冷涡轮;气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,之后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀返回第二压缩机循环工作。

[0017] 根据本发明的一个方面,所述热管理系统具有供电模式:由发动机中压级引气、发动机高压级引气或冲压空气引气提供高温、高压的引气,由供电系统进气阀控制流入供电子系统的引气流量;

[0018] 引气首先进入设置于供电涡轮上游的燃烧室,在燃烧室中与燃油混合燃烧,进一步提高气体的压力和温度;然后供给供电涡轮,在供电涡轮中气体膨胀降温,将内能转化为机械能,通过供电涡轮转轴输出,带动发电机输出电能;

[0019] 降温降压后的气体通过设置在供电涡轮下游的第二排气管,供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

[0020] 根据本发明的一个方面,所述制冷涡轮和供电涡轮可分别带动制冷涡轮转轴和供电涡轮转轴,在所驱动发电机中将机械能转化为电能,供给用电设备;

[0021] 制冷涡轮转轴和供电涡轮转轴还可带动第一压缩机转轴或第二压缩机转轴,同轴工作,将机械能传递给第一压缩机或第二压缩机。

[0022] 本发明的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统具有以下优点：

[0023] 1、对于长时间高速巡航的飞行器，利用本发明的方案采用多个热沉换热器切换工作，可以改善现有技术中，单一热沉的局限性，使得外涵道空气换热器、蒙皮换热器、燃油热沉换热器和消耗性冷却剂换热器，根据飞行包线特点合理使用，扩展机载热沉；

[0024] 2、通过设置两个压缩机切换使用，实现闭式制冷循环与开式制冷循环相结合，在马赫2以上的飞行工况下，可有效提高热管理系统的制冷和供电能力；

[0025] 3、系统引气、热沉种类、制冷模式均可根据需要重构，可将热管理系统造成的飞行器发动机性能损失控制在最低水平，有利于提高发动机性能。

附图说明

[0026] 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，下面描述中的附图仅仅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。

[0027] 图1示意性表示根据本发明一种实施方式的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统的结构示意图。

[0028] 附图中标号所代表的含义如下：

[0029] A-第一支路；B-第二支路；C-第三支路；D-第三支路；1-发动机中压级引气管；2-发动机高压级引气管；3-冲压空气引气管；4-第一进气阀；5-第二进气阀；6-第三进气阀；7-第一三通阀；8-制冷系统进气阀；9-第一换向阀；10-第二换向阀；11-第一换热器；12-第二换热器；13-第三换向阀；14-第一压缩机；15-第一电机；16-第三换热器；17-回热器；18-制冷涡轮；19-第四换热器；20-第四换向阀；21-第一排气管；22-第二压缩机；23-供电系统进气阀；24-燃烧室；25-供电涡轮；26-第二排气管；27-第二电机；28-供电涡轮转轴；29-制冷涡轮转轴；30-第一压缩机转轴；31-第二压缩机转轴。

具体实施方式

[0030] 此说明书实施方式的描述应与相应的附图相结合，附图应作为完整的说明书的一部分。在附图中，实施例的形状或是厚度可扩大，并以简化或是方便标示。再者，附图中各结构的部分将以分别描述进行说明，值得注意的是，图中未示出或未通过文字进行说明的元件，为所属技术领域中的普通技术人员所知的形式。

[0031] 此处实施例的描述，有关方向和方位的任何参考，均仅是为了便于描述，而不能理解为对本发明保护范围的任何限制。以下对于优选实施方式的说明会涉及到特征的组合，这些特征可能独立存在或者组合存在，本发明并不特别地限定于优选的实施方式。本发明的范围由权利要求书所界定。

[0032] 如图1所示，本发明的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统包括并联设置的第一进气阀4、第二进气阀5和第三进气阀6，所述第一进气阀4、第二进气阀5和第三进气阀6分别用于控制发动机中压级引气路1、发动机高压引气路2和冲压空气路3的开关，所述第一进气阀4、第二进气阀5和第三进气阀6下游连接有第一三通阀7后分为第一支路A和第二支路B。

[0033] 第一支路A上设有制冷系统进气阀8,制冷系统进气阀8下游连接有第一换向阀9,第一换向阀9连接有第二换向阀10,所述第二换向阀10的两个出口并联有第一换热器11和第二换热器12,第一换热器11和第二换热器12连接至第三换向阀13的同一个入口,所述第三换向阀13之后分别通过第三支路C和第四支路D连接至回热器17热边处,其中由第三换向阀13到回热器17热边之间的第四支路D上依次设有第一压缩机14和第三换热器16。回热器17热边下游连接有制冷涡轮18、第四换热器19,第四换热器19再连接回热器17冷边,所述回热器17冷边下游依次连接有第四换向阀20和第一排气管21。第四换向阀20的出口连接至第二压缩机22,第二压缩机22连接至第一换向阀9处。第二支路B上设有供电系统进气阀23,供电系统进气阀23下游连接有燃烧室24、供电涡轮25和第二排出管26。

[0034] 在本发明中,第一换热器、第二换热器和所述第三换热器所用热沉为发动机外涵道空气、消耗性冷却剂或燃油;换热器结构形式包括但不限于板翅式、缠绕管式或翅片板式。

[0035] 本发明的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统包括制冷模式供电模式,制冷模式又分为开式制冷模式和闭式制冷模式。以下进行详细说明:

[0036] 开式制冷模式:该工作模式下,由发动机中压级引气、发动机高压级引气或冲压空气引气提供高温、高压的气体,由制冷系统进气阀控制流入制冷子系统的引气流量。进入制冷子系统的引气首先通过第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉。然后根据气体的压力水平,若气体压力较高,则直接经过回热器热边进一步降温后供给制冷涡轮;若气体压力较低,则需要由第一压缩机提高气体温度、压力,再由第三换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉,之后供给回热器热边进一步降温后供给制冷涡轮。气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,然后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀将气体供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

[0037] 闭式制冷模式:该工作模式下,制冷系统进气阀关闭,启用第二压缩机。气体在第二压缩机中升高温度和压力,高温高压的气体首先经过第一换向阀和第二换向阀进入第一换热器或第二换热器进行降温,将热量传递给燃油、消耗性冷却剂、外涵道空气等热沉。然后经第三换向阀供给回热器热边,进一步降温后供给制冷涡轮。气体在制冷涡轮中膨胀降温,温度、压力均较低的气体进入第四换热器,将冷量输出给需要降温的机载设备、舱室等,之后进入回热器冷边,将冷量进一步输出。最后经第四换向阀返回第二压缩机循环工作。

[0038] 供电模式:供电子系统由发动机中压级引气、发动机高压级引气或冲压空气引气提供高温、高压的引气,由供电系统进气阀控制流入供电子系统的引气流量。引气首先进入设置于供电涡轮上游的燃烧室,在燃烧室中与燃油混合燃烧,进一步提高气体的压力和温度。然后供给供电涡轮,在供电涡轮中气体膨胀降温,将内能转化为机械能,通过供电涡轮转轴输出,带动发电机输出电能。降温降压后的气体通过设置在供电涡轮下游的第二排气管,供给设备舱室、直接或经发动机排出机外。

[0039] 此外,上述各模式之间具有电量和能量的传输,制冷涡轮和供电涡轮可分别带动制冷涡轮转轴和供电涡轮转轴,在所驱动发电机中将机械能转化为电能,供给用电设备。制冷涡轮转轴和供电涡轮转轴还可带动第一压缩机转轴或第二压缩机转轴,同轴工作,将机

械能传递给第一压缩机或第二压缩机。

[0040] 本发明的支持多热沉重构的高速飞行器热管理系统具有以下优点：

[0041] 1、对于长时间高速巡航的飞行器，利用本发明的方案采用多个热沉换热器切换工作，可以改善现有技术中，单一热沉的局限性，使得外涵道空气换热器、蒙皮换热器、燃油热沉换热器和消耗性冷却剂换热器，根据飞行包线特点合理使用，扩展机载热沉；

[0042] 2、通过设置两个压缩机切换使用，实现闭式制冷循环与开式制冷循环相结合，在马赫2以上的飞行工况下，可有效提高热管理系统的制冷和供电能力；

[0043] 3、系统引气、热沉种类、制冷模式均可根据需要重构，可将热管理系统造成的飞行器发动机性能损失控制在最低水平，有利于提高发动机性能。

[0044] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已，并不用以限制本发明，凡在本发明的精神和原则之内，所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。

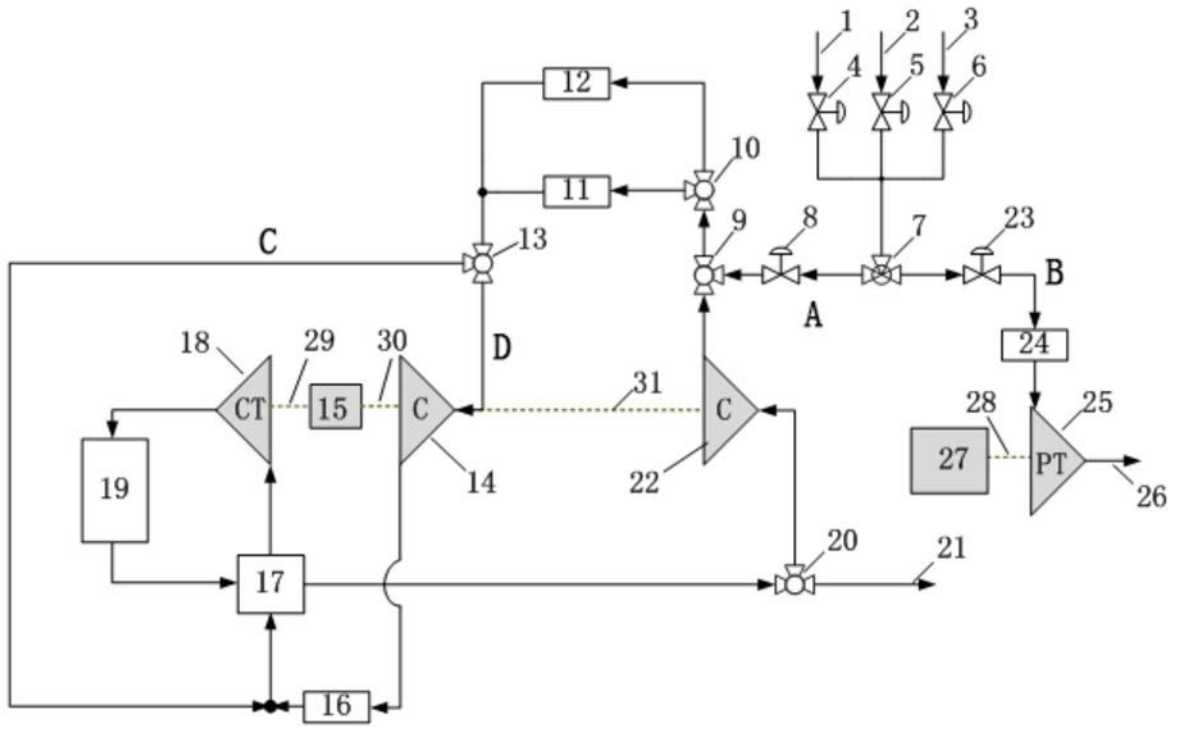


图1