



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105620757 A

(43) 申请公布日 2016. 06. 01

(21) 申请号 201410604618. 9

(22) 申请日 2014. 10. 31

(71) 申请人 中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所

地址 710089 陕西省西安市阎良区人民东路 1 号

(72) 发明人 杨文强 张翠峰

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008

代理人 杜永保

(51) Int. Cl.

B64D 13/08(2006. 01)

B64D 13/00(2006. 01)

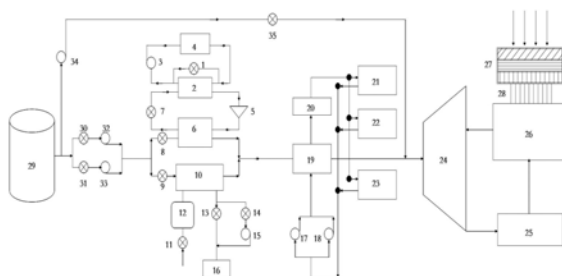
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置

(57) 摘要

本发明涉及一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置,包含温度控制活门(1),蒸发器(2),风扇(3),座舱(4),压缩机(5),冷凝器(6),节流阀(7),关断活门(8),第二关断活门(9),空气碳氢换热器(10),流量调节活门(11),过滤器(12),第三关断活门(13),第四关断活门(14),第二风扇(15),电子设备(16),泵(17)等,整个系统以存储在碳氢燃料箱(21)中的碳氢燃料为纽带,将各个分系统连接起来。整个系统以碳氢燃料为纽带,将各个分系统连接起来,以实现高超声速飞行器的热管理。与现有技术相比,本发明所具有的优点和积极效果,例如性能的提高、成本的降低等。



1. 一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置,包含温度控制活门(1),蒸发器(2),风扇(3),座舱(4),压缩机(5),冷凝器(6),节流阀(7),关断活门(8),第二关断活门(9),空气碳氢换热器(10),流量调节活门(11),过滤器(12),第三关断活门(13),第四关断活门(14),第二风扇(15),电子设备(16),泵(17),第二泵(18),液体碳氢换热器(19),加热器(20),电子设备(21),液压系统(22),第二动力系统(23),发动机(24),汽化器(25),高温催化裂解反应器(26),热防护系统(27),热管换热器(28),碳氢燃料箱(21),第五关断活门(30),第六关断活门(31),第三泵(32),第四泵(33),第五泵(34),温度控制活门(35);其特征在于:整个系统以存储在碳氢燃料箱(21)中的碳氢燃料为纽带,将各个分系统连接起来,分为两路,其中一路碳氢燃料液体通过第五关断活门(30),第六关断活门(31),第三泵(32),第四泵(33),关断活门(8),第二关断活门(9),冷凝器(6),空气碳氢换热器(10),液体碳氢换热器(19),另一路碳氢燃料液体通过第五泵(34)和关断活门(8),两路碳氢燃料液体混合调温后进入发动机(24),实现高超声速飞行器的热管理;

其中由压缩机(5)排出的高温、高压制冷剂蒸气进入冷凝器(6),热量被碳氢燃料带走,使制冷剂蒸气被冷凝成较低温度的高压液体,并流过节流阀(7);在节流阀(7)的作用下,变成低温、低压的液体进入蒸发器(2),使流经蒸发器的座舱(4)内循环空气的温度降低;气化后的制冷蒸气,由压缩机(5)进行压缩,又变成高温、高压的制冷剂气体,进入冷凝器(6)完成一个制冷循环;

冲压空气通过过滤器(12)进入空气碳氢换热器(10)将热量传递给碳氢燃料,其流量由流量调节活门(11)进行控制,其温度由温度控制活门(35)进行控制;当飞机在地面停机时,关闭第三关断活门(13)同时打开第四关断活门(14),第二风扇(15)开始工作;当飞机在空中时,打开第三关断活门(13)同时关闭第四关断活门(14),第二风扇(15)停止工作;经调节后的空气送入电子设备(16)对其进行强迫通风冷却;

冷却液体经过泵(17)、第二泵(18)、液体碳氢换热器(19)、加热器(20)后进入电子设备(21),液压系统(22)和第二动力系统(23),对经过的所述设备进行冷却,将热量传递给液体碳氢换热器(19);

碳氢燃料进入汽化器(25)后,再进入高温催化裂解反应器(26),在催化剂的作用下发生裂解反应;反应所需的大量热能是飞行器高速飞行产生的巨大气动热,气动热通过热防护系统(27)中的热管换热器(28)传递到反应器;反应产物进入发动机(24)中燃烧,将吸收的气动热转化为发动机(24)的推力。

2. 如权利要求1所述的一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置,其特征在于:座舱(4)内的空气依靠风扇(3)抽吸后经温度控制活门(1),蒸发器(2)完成循环。

一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置

所属技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机环境控制技术。

背景技术

[0002] 目前国内外飞机环境控制领域应用的主要技术有空气循环冷却技术、蒸发循环冷却技术和液体回路冷却技术。

[0003] 空气循环冷却技术广泛应用于各种类型的飞机环境控制系统中,但是制冷性能系数低,地面停机时系统工作可靠性差,加之又由于引入的是外界冲压空气,导致使用高度和速度受到一定的限制,这些都与高超声速飞行器气动加热严重,飞行高度和速度大的特点形成了矛盾。

[0004] 蒸发循环冷却技术具有以下特点:性能系数较高,经济性较好;与外界大气的关系较小,基本上不受飞行高度和速度的影响;适应性大,可把制冷作用准确地调定在所需点上;能够解决飞机地面停机冷却及低空除湿问题。

[0005] 液体回路冷却技术属于间接式冷却,中间冷却剂为液体。液体的导热系数和质量热容均比空气大得多。在同样的设备功率下,使用液体冷却剂可以减少通往设备的流量及管路尺寸,成为对集中热载荷和远距离热载荷进行冷却的一种非常有效的方法。

[0006] 上述现有技术往往考虑的是人或设备,是相对独立的,并没有统筹安排。高超声速飞行器热管理系统不仅要为人员提供一个良好的、舒适的工作环境,而且要为电子设备和其它设备提供一个安全可靠的工作环境,其对系统的设计提出了更为苛刻的要求,应当考虑重量、性能、成本、可靠性、代偿损失等因素,将机体结构、防热系统、热控系统乃至推进系统综合在一起进行设计。

发明内容

[0007] 发明目的

[0008] 高超声速飞行器是当今世界各主要航空航天大国研究的热点,它具有及其重要的商业和军事应用价值,对国家安全具有极大的战略意义。高超声速飞行器在大气层中以马赫数大于 5 的速度飞行,遭遇到的气动加热环境极其严重。

[0009] 本发明的任务和目的旨在从高超声速飞行器满足任务包线的角度出发,解决传入飞行器内部气动加热量、发动机废热和电子设备散发热量的冷却需求,提出既适用于长航时大热流又适用于瞬时高热流的热管理装置。

[0010] 技术方案

[0011] 一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置,包含温度控制活门 1,蒸发器 2,风扇 3,座舱 4,压缩机 5,冷凝器 6,节流阀 7,关断活门 8,第二关断活门 9,空气碳氢换热器 10,流量调节活门 11,过滤器 12,第三关断活门 13,第四关断活门 14,第二风扇 15,电子设备 16,泵 17,第二泵 18,液体碳氢换热器 19,加热器 20,电子设备 21,液压系统 22,第二动力系统 23,发动机 24,汽化器 25,高温催化裂解反应器 26,热防护系统 27,热管换热器 28,碳氢

燃料箱 21, 第五关断活门 30, 第六关断活门 31, 第三泵 32, 第四泵 33, 第五泵 34, 温度控制活门 35; 其特征在于: 整个系统以存储在碳氢燃料箱 21 中的碳氢燃料为纽带, 将各个分系统连接起来, 分为两路, 其中一路碳氢燃料液体通过第五关断活门 30, 第六关断活门 31, 第三泵 32, 第四泵 33, 关断活门 8, 第二关断活门 9, 冷凝器 6, 空气碳氢换热器 10, 液体碳氢换热器 19, 另一路碳氢燃料液体通过第五泵 34 和关断活门 8, 两路碳氢燃料液体混合调温后进入发动机 24, 实现高超声速飞行器的热管理;

[0012] 其中由压缩机 5 排出的高温、高压制冷剂蒸气进入冷凝器 6, 热量被碳氢燃料带走, 使制冷剂蒸气被冷凝成较低温度的高压液体, 并流过节流阀 7; 在节流阀 7 的作用下, 变成低温、低压的液体进入蒸发器 2, 使流经蒸发器的座舱 4 内循环空气的温度降低; 气化后的制冷蒸气, 由压缩机 5 进行压缩, 又变成高温、高压的制冷剂气体, 进入冷凝器 6 完成一个制冷循环;

[0013] 冲压空气通过过滤器 12 进入空气碳氢换热器 10 将热量传递给碳氢燃料, 其流量由流量调节活门 11 进行控制, 其温度由温度控制活门 35 进行控制; 当飞机在地面停机时, 关闭第三关断活门 13 同时打开第四关断活门 14, 第二风扇 15 开始工作; 当飞机在空中时, 打开第三关断活门 13 同时关闭第四关断活门 14, 第二风扇 15 停止工作; 经调节后的空气送入电子设备 16 对其进行强迫通风冷却;

[0014] 冷却液体经过泵 17、第二泵 18、液体碳氢换热器 19、加热器 20 后进入电子设备 21, 液压系统 22 和第二动力系统 23, 对经过的所述设备进行冷却, 将热量传递给液体碳氢换热器 19;

[0015] 碳氢燃料进入汽化器 25 后, 再进入高温催化裂解反应器 26, 在催化剂的作用下发生裂解反应; 反应所需的大量热能是飞行器高速飞行产生的巨大气动热, 气动热通过热防护系统 27 中的热管换热器 28 传递到反应器; 反应产物进入发动机 24 中燃烧, 将吸收的气动热转化为发动机 24 的推力。

[0016] 座舱 4 内的空气依靠风扇 3 抽吸后经温度控制活门 1, 蒸发器 2 完成循环。

[0017] 技术效果

[0018] 本发明由蒸发循环冷却分系统、强迫通风冷却分系统、液体回路冷却分系统、高温催化裂解冷却分系统组成。蒸发循环冷却分系统用于座舱空调的冷却; 强迫通风冷却分系统用于电子设备的强迫通风冷却; 液体回路冷却分系统用于电子设备、液压系统及第二动力系统的冷却; 高温催化裂解冷却分系统用于吸收从热防护系统传入的热载荷。整个系统以碳氢燃料为纽带, 将各个分系统连接起来, 以实现高超声速飞行器的热管理。与现有技术相比, 本发明所具有的优点和积极效果, 例如性能的提高、成本的降低等。

附图说明

[0019] 图 1 为本发明的系统组成示意图。

具体实施方式

[0020] 一种适于高超声速飞行器的综合热管理装置, 包含温度控制活门 1, 蒸发器 2, 风扇 3, 座舱 4, 压缩机 5, 冷凝器 6, 节流阀 7, 关断活门 8, 第二关断活门 9, 空气碳氢换热器 10, 流量调节活门 11, 过滤器 12, 第三关断活门 13, 第四关断活门 14, 第二风扇 15, 电子设备

16, 泵 17, 第二泵 18, 液体碳氢换热器 19, 加热器 20, 电子设备 21, 液压系统 22, 第二动力系统 23, 发动机 24, 汽化器 25, 高温催化裂解反应器 26, 热防护系统 27, 热管换热器 28, 碳氢燃料箱 21, 第五关断活门 30, 第六关断活门 31, 第三泵 32, 第四泵 33, 第五泵 34, 温度控制活门 35; 其特征在于: 整个系统以存储在碳氢燃料箱 21 中的碳氢燃料为纽带, 将各个分系统连接起来, 分为两路, 其中一路碳氢燃料液体通过第五关断活门 30, 第六关断活门 31, 第三泵 32, 第四泵 33, 关断活门 8, 第二关断活门 9, 冷凝器 6, 空气碳氢换热器 10, 液体碳氢换热器 19, 另一路碳氢燃料液体通过第五泵 34 和关断活门 8, 两路碳氢燃料液体混合调温后进入发动机 24, 实现高超声速飞行器的热管理;

[0021] 其中由压缩机 5 排出的高温、高压制冷剂蒸气进入冷凝器 6, 热量被碳氢燃料带走, 使制冷剂蒸气被冷凝成较低温度的高压液体, 并流过节流阀 7; 在节流阀 7 的作用下, 变成低温、低压的液体进入蒸发器 2, 使流经蒸发器的座舱 4 内循环空气的温度降低; 气化后的制冷蒸气, 由压缩机 5 进行压缩, 又变成高温、高压的制冷剂气体, 进入冷凝器 6 完成一个制冷循环;

[0022] 冲压空气通过过滤器 12 进入空气碳氢换热器 10 将热量传递给碳氢燃料, 其流量由流量调节活门 11 进行控制, 其温度由温度控制活门 35 进行控制; 当飞机在地面停机时, 关闭第三关断活门 13 同时打开第四关断活门 14, 第二风扇 15 开始工作; 当飞机在空中时, 打开第三关断活门 13 同时关闭第四关断活门 14, 第二风扇 15 停止工作; 经调节后的空气送入电子设备 16 对其进行强迫通风冷却;

[0023] 冷却液体经过泵 17、第二泵 18、液体碳氢换热器 19、加热器 20 后进入电子设备 21, 液压系统 22 和第二动力系统 23, 对经过的所述设备进行冷却, 将热量传递给液体碳氢换热器 19;

[0024] 碳氢燃料进入汽化器 25 后, 再进入高温催化裂解反应器 26, 在催化剂的作用下发生裂解反应; 反应所需的大量热能是飞行器高速飞行产生的巨大气动热, 气动热通过热防护系统 27 中的热管换热器 28 传递到反应器; 反应产物进入发动机 24 中燃烧, 将吸收的气动热转化为发动机 24 的推力。

[0025] 座舱 4 内的空气依靠风扇 3 抽吸后经温度控制活门 1, 蒸发器 2 完成循环。

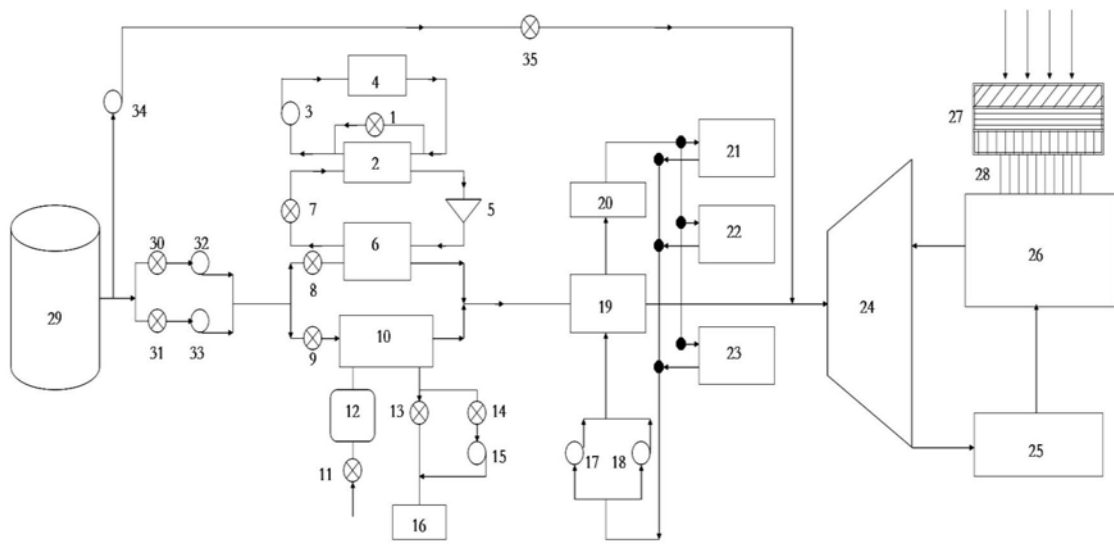


图 1