



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105620760 A

(43) 申请公布日 2016. 06. 01

(21) 申请号 201410605487. 6

(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)

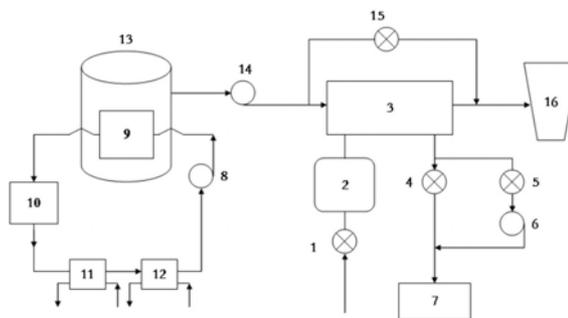
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54) 发明名称

一种适于瞬时高热流的热管理装置

(57) 摘要

本发明涉及一种适于瞬时高热流的热管理装置,包含流量控制活门(1),过滤器(2),空气液氢换热器(3),关断活门(4),第二关断活门(5),风扇(6),座舱(7),泵(8),储液箱(9),电子设备(10),液氢燃料箱(13)中的燃料通过泵(14)做功,流入空气液氢换热器(3)并吸收热量后,进入发动机(16)。本发明利用冲压空气实现座舱空气调节功能,系统结构简单;利用单相液体回路系统有效带走电子设备、第二动力系统和液压系统的集中热载荷;利用储液箱浸没在液氢燃料箱内充当“热缓冲器”,有效冷却瞬时高热流热载荷。



1. 一种适于瞬时高热流的热管理装置,包含流量控制活门(1),过滤器(2),空气液氢换热器(3),关断活门(4),第二关断活门(5),风扇(6),座舱(7),泵(8),储液箱(9),电子设备(10),第二动力系统(11),液压系统(12),液氢燃料箱(13),泵(14),温度控制活门(15),发动机(16),

其特征在于:液氢燃料箱(13)中的燃料通过泵(14)做功,流入空气液氢换热器(3)并吸收热量后,进入发动机(16);

其中,冲压空气通过过滤器(2)进入空气液氢换热器(3)将热量传递给液氢燃料;在飞行器地面停机时,空气液氢换热器(3)的空气侧通过关闭关断活门(4)同时打开第二关断活门(5)后被风扇(6)抽吸排出;当飞行器在空中时,空气液氢换热器(3)的空气侧通过打开关断活门(4)同时关闭第二关断活门(5)后被排出;

液体依次通过电子设备(10)、第二动力系统(11)和液压系统(12)并带走热载荷后,通过泵(8)进入储液箱(9),将热量传递给液氢燃料箱(13)后再依次进入电子设备(10)、第二动力系统(11)和液压系统(12),形成液体循环冷却回路。

2. 如权利要求1所述的一种适于瞬时高热流的热管理装置,其特征在于,所述冲压空气的流量由流量控制活门(1)进行控制,其温度由温度控制活门(15)进行控制。

一种适于瞬时高热流的热管理装置

所属技术领域

[0001] 本发明属于飞机环境控制领域。

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。

[0007] 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。

发明内容

[0008] 发明目的

[0009] 本发明的任务和目的旨在从高超声速飞行器满足飞行时间短,速度、高度变化快的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,提出适用于瞬时高热流的热管理装置。

[0010] 技术方案

[0011] 一种适于瞬时高热流的热管理装置,包含流量控制活门 1,过滤器 2,空气液氢换热器 3,关断活门 4,第二关断活门 5,风扇 6,座舱 7,泵 8,储液箱 9,电子设备 10,第二动力系统 11,液压系统 12,液氢燃料箱 13,泵 14,温度控制活门 15,发动机 16,

[0012] 液氢燃料箱 13 中的燃料通过泵 14 做功,流入空气液氢换热器 3 并吸收热量后,进入发动机 16;

[0013] 其中,冲压空气通过过滤器 2 进入空气液氢换热器 3 将热量传递给液氢燃料;在飞行器地面停机时,空气液氢换热器 3 的空气侧通过关闭关断活门 4 同时打开第二关断活门 5 后被风扇 6 抽吸排出;当飞行器在空中时,空气液氢换热器 3 的空气侧通过打开关断活门 4 同时关闭第二关断活门 5 后被排出;

[0014] 液体依次通过电子设备 10、第二动力系统 11 和液压系统 12 并带走热载荷后,通过泵 8 进入储液箱 9,将热量传递给液氢燃料箱 13 后再依次进入电子设备 10、第二动力系统 11 和液压系统 12,形成液体循环冷却回路。

[0015] 所述冲压空气的流量由流量控制活门 1 进行控制,其温度由温度控制活门 15 进行控制。

[0016] 技术效果

[0017] 本发明由座舱空气调节分系统和电子设备冷却分系统组成。以液氢燃料作为热沉,不会额外增加飞行器的起飞质量,代偿损失小;利用冲压空气实现座舱空气调节功能,系统结构简单;利用单相液体回路系统有效带走电子设备、第二动力系统和液压系统的集中热载荷;利用储液箱浸没在液氢燃料箱内充当“热缓冲器”,有效冷却瞬时高热流热载荷。

附图说明

[0018] 图 1 为本发明组成示意图。

具体实施方式

[0019] 如图 1 所示,一种适于瞬时高热流的热管理装置,包含流量控制活门 1,过滤器 2,空气液氢换热器 3,关断活门 4,第二关断活门 5,风扇 6,座舱 7,泵 8,储液箱 9,电子设备 10,第二动力系统 11,液压系统 12,液氢燃料箱 13,泵 14,温度控制活门 15,发动机 16。

[0020] 液氢燃料箱 13 中的燃料通过泵 14 做功,流入空气液氢换热器 3 并吸收热量后,进入发动机 16。

[0021] 其中,冲压空气通过过滤器 2 进入空气液氢换热器 3 将热量传递给液氢燃料;所述冲压空气的流量由流量控制活门 1 进行控制,其温度由温度控制活门 15 进行控制。在飞行器地面停机时,空气液氢换热器 3 的空气侧通过关闭关断活门 4 同时打开第二关断活门 5 后被风扇 6 抽吸排出;当飞行器在空中时,空气液氢换热器 3 的空气侧通过打开关断活门 4 同时关闭第二关断活门 5 后被排出;

[0022] 液体依次通过电子设备 10、第二动力系统 11 和液压系统 12 并带走热载荷后,通过泵 8 进入储液箱 9,将热量传递给液氢燃料箱 13 后再依次进入电子设备 10、第二动力系统 11 和液压系统 12,形成液体循环冷却回路。

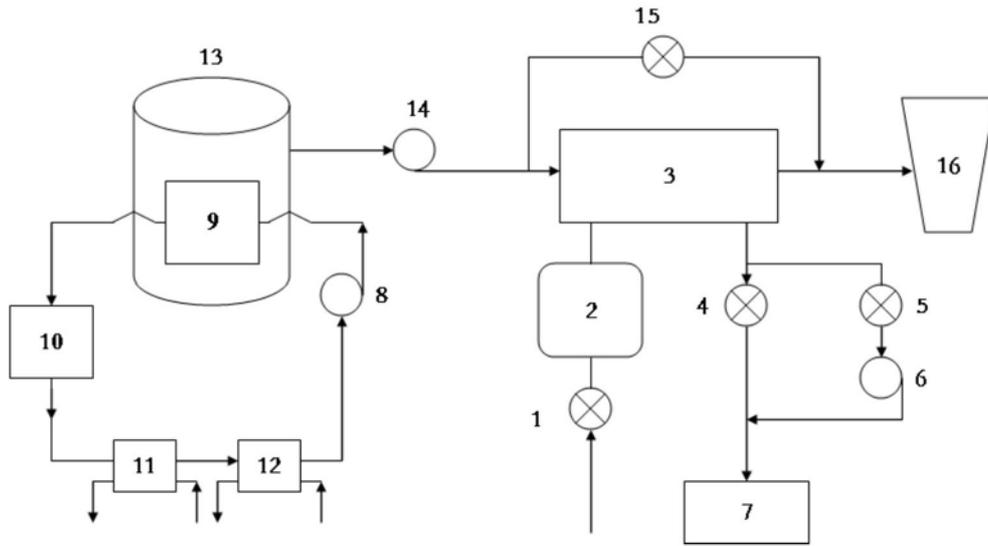


图 1