



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 203439266 U

(45) 授权公告日 2014. 02. 19

(21) 申请号 201320284927. 3

(22) 申请日 2013. 05. 23

(66) 本国优先权数据

201320003833. 4 2013. 01. 05 CN

(73) 专利权人 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 韩琦 刘小锋 罗景锋 余鹏

(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 37/34 (2006. 01)

B64D 33/10 (2006. 01)

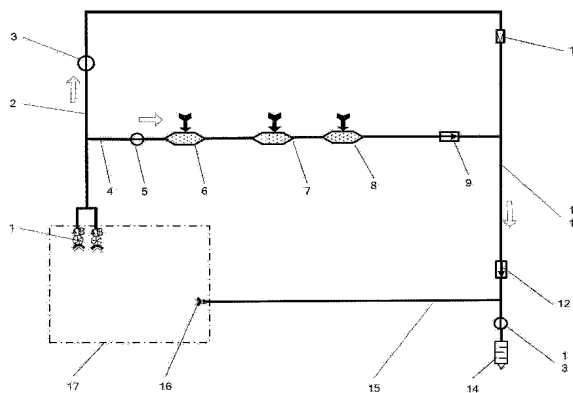
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54) 实用新型名称

一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统

(57) 摘要

本实用新型属于航空技术领域, 涉及一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统, 所述采用位于油箱中的两个互为备份的供油泵的出口与发动机供油管路连通之后分为两路: 散热路和直接供油路。本实用新型设置了散热路和直接供油路, 避免了串联多个散热器后的燃油压力损失; 同时避免了导致发动机供油管路堵塞, 引起发动机供油功能失效; 并联了吸力供油路, 在满足多系统散热的前提下保证了发动机供油的完整性和可靠性。本实用新型避免了传统飞机冲压引气散热对飞机外表面的破坏, 简化了结构设计, 避免了冲压引气散热方式对飞机发动机有效功率的浪费, 提升了飞机效率。



1. 一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统,其特征在于,位于油箱 [17] 中的两个互为备份的供油泵 [1] 的出口与发动机供油管路连通之后分为两路:散热路 [4] 和直接供油路 [2],所述散热路 [4] 设置第一切断阀 [5],然后连接环控散热器 [6]、液压散热器 [7] 及惰化散热器 [8] 之后,再连接第一单向活门 [9] 之后,与直接供油路 [2] 汇合,汇合后的管路 [11] 上安装有第二单向活门 [12],发动机 [14] 入口前安装有防火切断阀 [13],从油箱 [17] 的低点接出一条吸力供油路 [15],吸力供油路 [15] 一端设置有单向阀 [16],另一端连接到管路 [11] 上的第二单向活门 [12] 和防火切断阀 [13] 之间,所述直接供油路 [2] 上设置有第二切断阀 [3]。

2. 根据权利要求 1 所述的一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统,其特征在于,所述直接供油路 [2] 上还设置有限流装置 [10]。

3. 根据权利要求 1 所述的一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统,其特征在于,所述环控散热器 [6]、液压散热器 [7] 及惰化散热器 [8] 顺次连接在散热路 [4] 上。

一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统

技术领域

[0001] 本实用新型属于航空技术领域,涉及一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统。

背景技术

[0002] 现有的飞机大量采用冲压引气对飞机机载系统进行散热,这种方式需要在飞机外表面开口,破坏了飞机的外形完整性。同时,冲压引气散热消耗了飞机发动机的有效功率,降低了飞机的性能。为了克服前述缺点,现有飞机利用燃油系统发动机供油管路上串联的散热器为其它系统散热,但是随着飞机机电系统的发展,要求能够对多个系统的散热器同时进行散热,产生了两个问题:一个是串联多个散热器后的燃油压力损失;二是容易导致发动机供油管路堵塞,引起发动机供油功能失效。

发明内容

[0003] 本实用新型的目的:提供一种结构简单、可靠性高一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统。

[0004] 本实用新型的技术方案为:一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统,位于油箱 17 中的两个互为备份的供油泵 1 的出口与发动机供油管路连通之后分为两路:散热路 4 和直接供油路 2,所述散热路 4 设置第一切断阀 5,然后连接环控散热器 6、液压散热器 7 及惰化散热器 8 之后,再连接第一单向活门 9 之后,与直接供油路 2 汇合,汇合后的管路 11 上安装有第二单向活门 12,发动机 14 入口前安装有防火切断阀 13,从油箱 17 的低点接出一条吸力供油路 15,吸力供油路 15 一端设置有单向阀 16,另一端连接到管路 11 上的第二单向活门 12 和防火切断阀 13 之间,所述直接供油路 2 上设置有第二切断阀 3。

[0005] 所述直接供油路 2 上还设置有限流装置 10。

[0006] 所述环控散热器 6、液压散热器 7 及惰化散热器 8 顺次连接在散热路 4 上。

[0007] 本实用新型的优点:本实用新型设置了散热路和直接供油路,避免了串联多个散热器后的燃油压力损失;同时避免了导致发动机供油管路堵塞,引起发动机供油功能失效;并联了吸力供油路,在满足多系统散热的前提下保证了发动机供油的完整性和可靠性。本实用新型避免了传统飞机冲压引气散热对飞机外表面的破坏,简化了结构设计,并且避免了冲压引气散热方式对飞机发动机有效功率的浪费,提升了飞机效率。本实用新型采用多级散热器优化串连的形式,可以实现多各个系统同时散热;在进行能量集成设计的过程中,推进了机电系统的物理集成。

附图说明

[0008] 图 1 为本实用新型的原理图。

[0009] 其中:1- 供油泵、2- 直接供油路、3- 第二切断阀、4- 散热路供油管路、5- 第一切断阀、6- 环控散热器、7- 液压散热器、8- 惰化散热器、9- 第一单向活门、10- 限流装置、

11- 管路供油管路、12- 第二单向活门、13- 防火切断阀、14- 发动机供油管路、15- 吸力供油路、16- 单向阀供油管路、17- 油箱。

具体实施方式

[0010] 下面结合附图对本实用新型做进一步详细描述,请参阅图 1。

[0011] 如图 1 所示,一种保证发动机供油可靠的飞机热管理系统,位于油箱 17 中的两个互为备份的供油泵 1 的出口与发动机供油管路连通之后分为两路:散热路 4 和直接供油路 2,所述散热路 4 设置第一切断阀 5,然后连接环控散热器 6、液压散热器 7 及惰化散热器 8 之后,再连接第一单向活门 9 之后,与直接供油路 2 汇合,汇合后的管路 11 上安装有第二单向活门 12,发动机 14 入口前安装有防火切断阀 13,从油箱 17 的低点接出一条吸力供油路 15,吸力供油路 15 一端设置有单向阀 16,另一端连接到管路 11 上的第二单向活门 12 和防火切断阀 13 之间,所述直接供油路 2 上设置有第二切断阀 3。设置散热路 4 和直接供油路 2 能够避免串联多个散热器后的燃油压力损失,并联吸力供油路 15 能够在满足多系统散热的前提下保证了发动机供油的完整性和可靠性。

[0012] 所述直接供油路 2 上还设置有限流装置 10。

[0013] 所述环控散热器 6、液压散热器 7 及惰化散热器 8 顺次连接在散热路 4 上。

[0014] 本实用新型采用多级散热器优化串连的形式,可以实现多各个系统同时散热;设计了两路并联的发动机供油路和吸力供油管路,在满足多系统散热的前提下保证了发动机供油的完整性和可靠性。

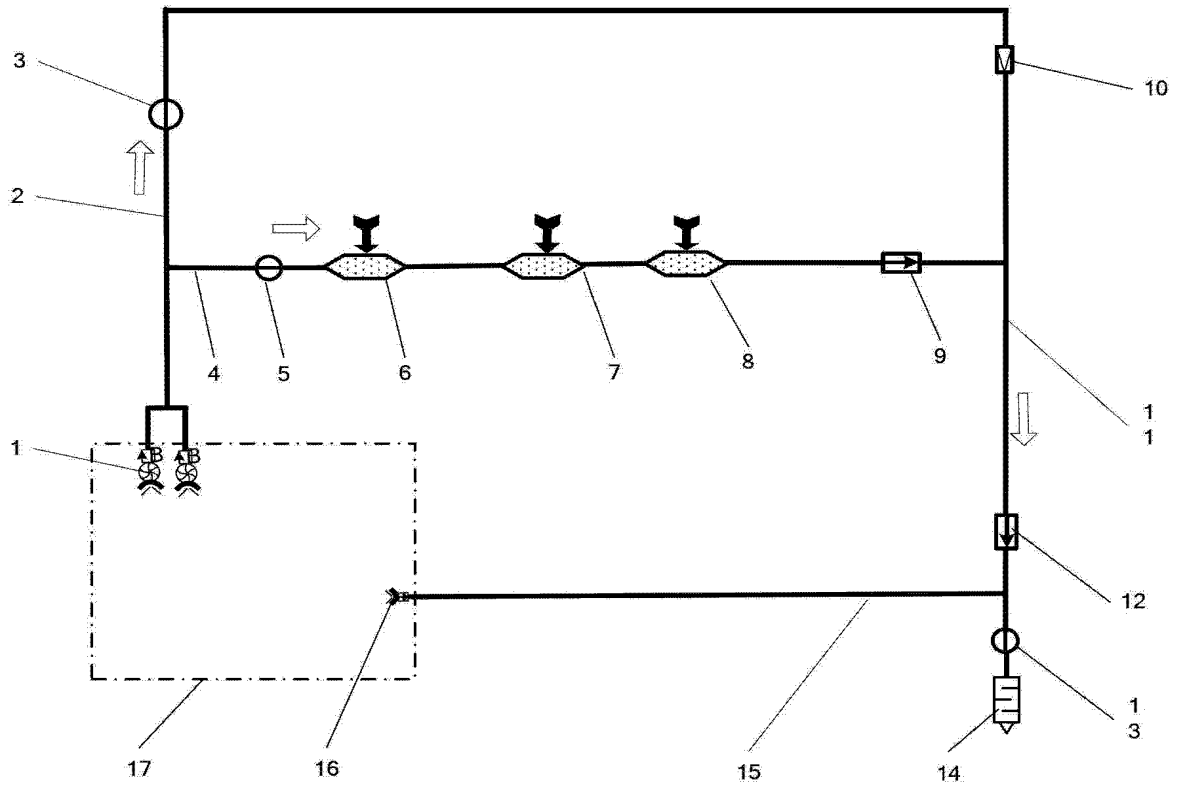


图 1