



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105035355 A

(43) 申请公布日 2015. 11. 11

(21) 申请号 201510493198. 6

(22) 申请日 2015. 08. 12

(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 张晟 张琳 赵炜

(74) 专利代理机构 北京航信高科知识产权代理事务所 (普通合伙) 11526

代理人 刘丽萍

(51) Int. Cl.

B64F 5/00(2006. 01)

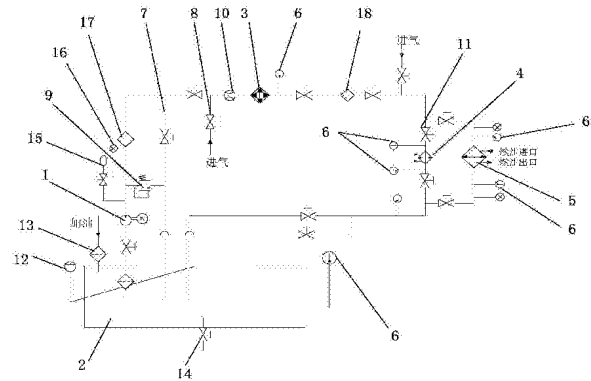
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

一种热负载功率模拟方法及热负载模拟系统

(57) 摘要

本发明涉及航空燃油系统热管理技术领域,具体涉及一种热负载功率模拟方法及热负载模拟系统,以解决飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率模拟误差大的问题。模拟方法包括如下步骤:步骤一、泵使得试验管路中的热介质流通;按照试验功率目标值控制电加热器对流经其内部的热介质进行加热;计算水散热器吸热功率,并计算吸热功率与试验功率的差值;根据差值,重新调节电加热器的加热功率;使得储液箱中热介质温度、电加热器的控制电流达到上述步骤中的记录值,再接通“燃油-热介质”散热器管路进口进行试验。本发明的热负载功率模拟方法,能够对系统向试验环境的散热功率损失进行试验标定,从而精确模拟飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率。



1. 一种热负载功率模拟方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤一、泵(1)将储液箱(2)中的热介质按照预定流量经由电加热器(3)、水散热器(4)回到所述储液箱(2),所述水散热器(4)具有标定散热功率;

步骤二、按照试验功率目标值控制所述电加热器(3)对流经其内部的所述热介质进行加热,加热后的所述热介质再经由所述水散热器(4)回到所述储液箱(2);

步骤三、计算所述水散热器(4)吸热功率,并计算所述吸热功率与所述试验功率的差值;

步骤四、根据所述吸热功率与所述试验功率的差值,重新调节所述电加热器(3)的加热功率,直到所述吸热功率与所述试验功率相等,并记录相等时的所述电加热器(3)的控制电流、环境温度、所述电加热器(3)出口处热介质温度以及所述储液箱(2)中热介质温度;

步骤五、通过所述电加热器(3)加热所述热介质,使得所述储液箱(2)中热介质温度达到步骤四中的记录值,调节所述电加热器(3)的控制电流达到步骤四的记录值,将所述电加热器(3)出口管路切换至“燃油-热介质”散热器(5)管路进口,所述“燃油-热介质”散热器(5)管路出口连接所述储液箱(2)。

2. 根据权利要求1所述的热负载功率模拟方法,其特征在于,还包括:

步骤六、试验结束后,通过所述泵(1)将热负载管路系统内的所述热介质抽回所述储液箱(2)。

3. 一种如权利要求1至权利要求2中任一项所述的热负载功率模拟方法的热负载模拟系统,其特征在于,包括:

储液箱(2),用于储存热介质;

泵(1),进油口设置在所述储液箱(2)内;

电加热器(3),进口依次通过流量计(10)和流量调节阀(9)与所述泵(1)的出油口连通;

水散热器(4),进口通过球阀(11)与所述电加热器(3)的出口连接,所述水散热器(4)的出口通过球阀(11)与所述储液箱(2)连通;

“燃油-热介质”散热器(5),与所述水散热器(4)并联,其进口通过球阀(11)与所述电加热器(3)的出口连接,所述“燃油-热介质”散热器(5)的出口通过球阀(11)与所述储液箱(2)连通;

温度计(6),包括多个,分别设置在所述电加热器(3)的出口处、所述水散热器(4)的进出口处、所述“燃油-热介质”散热器(5)的进出口处以及所述储液箱(2)内。

4. 根据权利要求3所述的热负载模拟系统,其特征在于,所述热介质为液压油或65号冷冻液。

5. 根据权利要求3所述的热负载模拟系统,其特征在于,在所述泵(1)出油口与所述电加热器(3)的进口之间的管路上,设置有一根回油管路(7)和一根通气管路(8),所述回油管路(7)的出口连通至所述储液箱(2),所述通气管路(8)的出口与外界连通。

一种热负载功率模拟方法及热负载模拟系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航空燃油系统热管理技术领域,具体涉及一种热负载功率模拟方法及热负载模拟系统。

背景技术

[0002] 飞机地面热管理试验主要目的是模拟飞机电气系统给飞机燃油系统加热,以验证热管理控制逻辑,同时通过试验验证飞机发动机入口燃油温度的变化情况。但是,在试验验证过程中,会受到例如环境温度变化、热负载管路热量散失、油箱热量散失以及泵产生的附加热量等的影响,使得飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率模拟误差大。

发明内容

[0003] 本发明的目的是提供一种热负载功率模拟方法及热负载模拟系统,以解决飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率模拟误差大的问题。

[0004] 本发明的技术方案是:

[0005] 一种热负载功率模拟方法,包括如下步骤:

[0006] 步骤一、泵将储液箱中的热介质按照预定流量经由电加热器、水散热器回到所述储液箱,所述水散热器具有标定散热功率;

[0007] 步骤二、按照试验功率目标值控制所述电加热器对流经其内部的所述热介质进行加热,加热后的所述热介质再经由所述水散热器回到所述储液箱;

[0008] 步骤三、计算所述水散热器吸热功率,并计算所述吸热功率与所述试验功率的差值;

[0009] 步骤四、根据所述吸热功率与所述试验功率的差值,重新调节所述电加热器的加热功率,直到所述吸热功率与所述试验功率相等,并记录相等时的所述电加热器的控制电流、环境温度、所述电加热器出口处热介质温度以及所述储液箱中热介质温度;

[0010] 步骤五、通过所述电加热器加热所述热介质,使得所述储液箱中热介质温度达到步骤四中的记录值,调节所述电加热器的控制电流达到步骤四的记录值,将所述电加热器出口管路切换至“燃油-热介质”散热器管路进口,所述“燃油-热介质”散热器管路出口连接所述储液箱。

[0011] 可选地,所述的热负载功率模拟方法还包括:

[0012] 步骤六、试验结束后,通过所述泵将热负载管路系统内的所述热介质抽回所述储液箱。

[0013] 本发明还提供了一种热负载模拟系统,包括:

[0014] 储液箱,用于储存热介质;

[0015] 泵,进油口设置在所述储液箱内;

[0016] 电加热器,电加热器,进口依次通过流量计和流量调节阀与所述泵的出油口连通;

[0017] 水散热器,进口通过球阀与所述电加热器的出口连接,所述水散热器的出口通过球阀与所述储液箱连通;

[0018] “燃油-热介质”散热器,与所述水散热器并联,其进口通过球阀与所述电加热器的出口连接,所述“燃油-热介质”散热器的出口通过球阀与所述储液箱连通;

[0019] 温度计,包括多个,分别设置在所述电加热器的出口处、所述水散热器的进出口处、所述“燃油-热介质”散热器的进出口处以及所述储液箱内。

[0020] 可选地,所述热介质为液压油或 65 号冷冻液。

[0021] 可选地,在所述泵出油口与所述电加热器的进口之间的管路上,设置有一根回油管路和一根通气管路,所述回油管路的出口连通至所述储液箱,所述通气管路的出口与外界连通。

[0022] 本发明的有益效果:

[0023] 本发明的热负载功率模拟方法及热负载模拟系统,能够对系统向试验环境的散热功率损失进行试验标定,从而精确模拟飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率,使得模拟试验的结果更加准确;并且,散热功率损失标定方法简单可行,适用范围广。

附图说明

[0024] 图 1 是本发明热负载模拟系统的结构示意图。

具体实施方式

[0025] 这里将详细地对示例性实施例进行说明,其示例表示在附图中。下面的描述涉及附图时,除非另有表示,不同附图中的相同数字表示相同或相似的要素。

[0026] 如图 1 所示,本发明提供了一种热负载功率模拟方法,包括如下步骤:

[0027] 步骤一、泵 1 将储液箱 2 中的热介质按照预定流量经由电加热器 3、水散热器 4 回到储液箱 2,即保证系统热介质在管路中循环;其中,水散热器 4 具有标定散热功率。

[0028] 步骤二、按照试验功率目标值控制电加热器 3 对流经其内部的热介质进行加热,加热后的热介质再经由水散热器 4 回到储液箱 2。

[0029] 步骤三、计算水散热器 4 吸热功率,并计算吸热功率与试验功率的差值。其中,可以通过水散热器 4 进口、出口的温度计 6 测量水散热器 4 进口、出口的温度,再流量计 10 测量流过水散热器 4 的热介质的流量(值恒定),最后通过计算可以得出水散热器 4 热边热交换功率(吸热功率) W_2 。

[0030] 步骤四、根据吸热功率与试验功率的差值,重新调节电加热器 3 的加热功率(此处定义为 W_1),直到吸热功率与试验功率相等,并记录相等时的电加热器 3 的控制电流、环境温度、电加热器 3 出口处热介质温度以及储液箱 2 中热介质温度。此时加热功率 W_1 是热负载系统给燃油加热功率为试验功率时,电加热器的真实加热功率,系统的散热功率 $W_0 = W_1 - W_2$,相当于将散热功率损失进行标定。

[0031] 在同样外部环境条件下,测量散热功率 W_0 的限制条件为储液箱 2 中热介质温度值以及电加热器 3 出口热介质的温度值为试验值且保持恒定,同时水散热器 4 热边热交换功率 W_2 为试验功率(试验定义值)且恒定,限制条件少,易于实现,重复性好。

[0032] 步骤五、通过电加热器 3 加热热介质,使得储液箱 2 中热介质温度达到步骤四中的

记录值,调节电加热器 3 的控制电流达到步骤四的记录值,将电加热器 3 出口管路切换至“燃油-热介质”散热器 5 管路进口(进行模拟飞机电气系统给飞机燃油系统加热的试验),“燃油-热介质”散热器 5 管路出口连接储液箱 2。

[0033] 本发明的热负载功率模拟方法中,能够对系统向试验环境的散热功率损失进行试验标定,从而精确模拟飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率,使得模拟试验的结果更加准确;其中,散热功率损失标定方法简单可行,适用范围广,可以任意测定某一加热功率要求下的散热功率损失。

[0034] 另外,散热功率损失和试验环境温度关系密切,不同的环境温度,系统的散热功率损失值不同,而本发明的此标定方法可以容易测量不同环境条件下系统的散热功率损失值,从而使得试验结果更加准确。

[0035] 另外,本发明中采用了散热功率损失标定方法,同计算的方法相比较,省略了各种参数的选定,克服了部分热交换难以用数学计算的问题,且便于工程操作。例如要确定泵 1 和流量调节阀 9 对热介质的加热因素时,用公式难以计算,假设各种参数在理想状态下给定后能够计算,也是一个近似值,误差较大。

[0036] 本发明的热负载功率模拟方法还可以包括步骤六。

[0037] 步骤六、在试验结束后,通过泵 1 将热负载管路系统内的所述热介质抽回所述储液箱 2;特别是当热介质为 65 号冷冻液时,能够防止低温结冰膨胀,导致管路破裂。

[0038] 如图 1 所示,本发明还提供了一种热负载模拟系统,可以包括油箱部分、泵源部分、加热部分、热交换部分、管路内部抽油部分以及测试部分组成。具体地,包括泵 1、储液箱 2、电加热器 3、水散热器 4、“燃油-热介质”散热器 5 以及温度计 6 等。

[0039] 储液箱 2 用于储存热介质,热介质可以为液压油或 65 号冷冻液;储液箱 2 上设置有液面计 12、空气滤清器 13,其底部设置有放油阀 14;储液箱 2 的功能包括用于储存热介质、显示油箱液面、显示油箱内热介质的温度等。

[0040] 泵 1 的进油口设置在储液箱 2 内;另外,在泵 1 与储液箱 2 以及电加热器 3 之间的管路上相应位置处还包括有球阀 11、蓄能器 15、压力传感器 16、泵入口粗滤 17 等常规器部件,具体功能不再赘述。还需要说明的是,在本热负载模拟系统中的多个管路进出口处均可以根据需要设置球阀 11,起到开闭作用,后续不再一一赘述。

[0041] 电加热器 3 进口通过依次通过流量计 10 和流量调节阀 9 与泵 1 的出油口。流量计 10 用于实现各测量点的流量测量。

[0042] 水散热器 4 的进口通过球阀 11 与电加热器 3 的出口连接,它们之间的管路还可以设置球阀 11 和过滤器 18;水散热器 4 的出口通过球阀 11 与储液箱 2 连通。水散热器 4 还具有冷却水进口和冷却水出口。

[0043] “燃油-热介质”散热器 5 与水散热器 4 并联,其进口通过球阀 11 与电加热器 3 的出口连接,“燃油-热介质”散热器 5 的出口通过球阀 11 与储液箱 2 连通。“燃油-热介质”散热器 5 具有燃油进口和燃油出口,与待测飞机燃油系统的相应管路连接。在“燃油-热介质”散热器 5 的管路进口和出口(非燃油进、出口)处还设置有压力传感器 20,实现各测量点压力的测量,用于辅助实现系统散热功率损失的标定、以及热介质与燃油的热交换以完成试验。

[0044] 温度计 6(或温度传感器)包括多个,分别设置在电加热器 3 的出口处、水散热器

4 的进出口处、“燃油 - 热介质”散热器 5 的进出口处以及储液箱 2 内。同样需要说明的是, 在本热负载模拟系统中的多个管路进出口处均可以根据需要设置在温度计 6, 起到测量相应位温度的作用, 不再一一赘述。

[0045] 进一步, 在泵 1 出油口与电加热器 3 的进口之间的管路上, 设置有一根回油管路 7 和一根通气管路 8, 回油管路 7 的出口通过球阀 11 连通至储液箱 2, 通气管路 8 的出口通过球阀 11 与外界连通。另外, 在电加热器 3 的出口与水散热器 4 进口之间也可以设置相应的通气管路 8。

[0046] 同样, 通过本发明的热负载模拟系统, 能够对系统向试验环境的散热功率损失进行试验标定, 从而精确模拟飞机电气系统对飞机燃油系统的加热功率, 使得模拟试验的结果更加准确; 其中, 散热功率损失标定方法简单可行, 适用范围广, 可以任意测定某一加热功率要求下的散热功率损失。

[0047] 以上所述, 仅为本发明的具体实施方式, 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所述权利要求的保护范围为准。

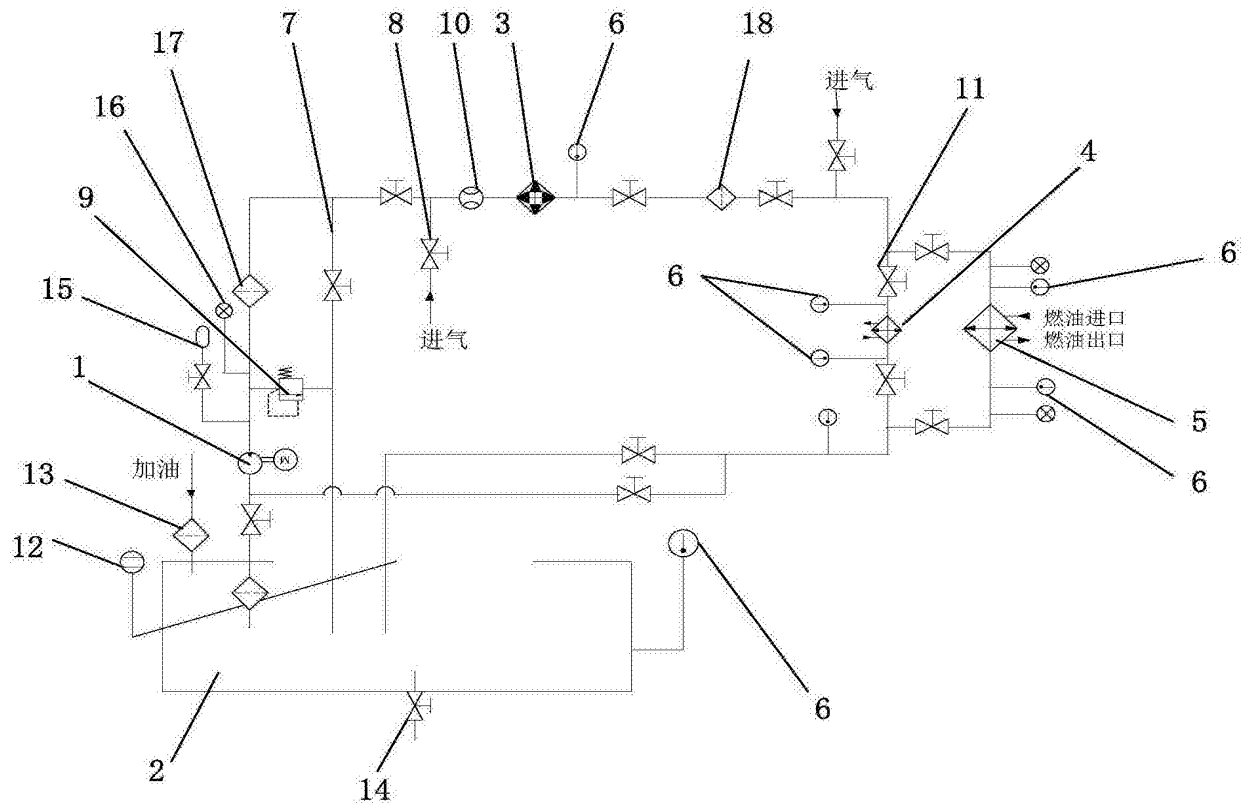


图 1