



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102272004 B

(45) 授权公告日 2015. 04. 08

(21) 申请号 201080004362. 8

(22) 申请日 2010. 01. 20

(30) 优先权数据
09/00364 2009. 01. 28 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2011. 07. 11

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/FR2010/000053 2010. 01. 20

(87) PCT国际申请的公布数据
W02010/086524 FR 2010. 08. 05

(73) 专利权人 埃尔塞乐公司
地址 法国贡夫勒维尔洛谢

(72) 发明人 大卫·佩雷拉 洛朗斯·勒梅恩

(74) 专利代理机构 北京万慧达知识产权代理有限公司 11111
代理人 白华胜 葛强

(51) Int. Cl.
B64D 15/12(2006. 01)

(56) 对比文件
WO 2007110494 A1, 2007. 10. 04, 说明书 5-8

页,附图 1-10.
WO 2007110494 A1, 2007. 10. 04, 说明书 5-8 页,附图 1-10.
CN 101023254 A, 2007. 08. 22, 说明书第 37 段.
CN 1134553 A, 1996. 10. 30, 说明书 1-8 页.
WO 2006136748 A3, 2006. 12. 28, 全文.
WO 2009001104 A2, 2008. 12. 31, 全文.

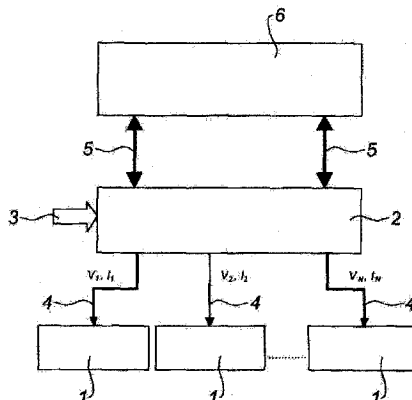
审查员 王雅维

权利要求书2页 说明书7页 附图4页

(54) 发明名称
电除冰设备及相关监控系统

(57) 摘要

本发明涉及一种用于涡轮喷气发动机机舱元件的除冰设备,其包括至少一个加热电阻垫,所述电阻垫连接到至少一个电源并且因此形成电阻垫组件,其特征在于,所述电阻垫组件包括一个或多个电阻垫子组件,每一个子组件继而包括一个或多个所述组件的电阻垫,并且每个电阻垫的子组件具有不同的欧姆值。



1. 一种用于涡轮喷气发动机机舱元件 (101) 的除冰设备, 其包括至少一个加热电阻垫 (10), 所述电阻垫 (10) 连接到至少一个电源 (3) 并且因此形成电阻垫组件 (1), 其特征在于, 所述电阻垫组件包括多个电阻垫子组件, 每一个子组件继而包括一个或多个所述电阻垫组件的电阻垫, 并且每个电阻垫子组件具有不同的欧姆值, 所述除冰设备还包括用于测量在所述电阻垫 (10) 组件中流动的电流的强度和电压值的装置。

2. 如权利要求 1 所述的除冰设备, 其特征在于, 该除冰设备包括多个电阻垫 (10) 组件 (1)。

3. 如权利要求 1 所述的除冰设备, 其特征在于, 所述机舱元件为进气口唇缘 (101)。

4. 如权利要求 1-3 中任一项所述的除冰设备, 其特征在于, 该除冰设备包括至少一个位于进气口唇缘内部且位于其末端的温度传感器, 使得能够最佳地监控所述唇缘并适当调节供给所述电阻垫的功率。

5. 如权利要求 1 所述的除冰设备, 其特征在于, 该除冰设备包括计算机 (2), 该计算机 (2) 能够根据所述电阻垫 (10) 组件中流动的电流的强度和电压值计算所述电阻垫组件的真实电阻值, 并将获得的真实电阻值与至少一个电阻垫子组件发生故障的不同情形下计算的至少一组等效电阻值相比较, 以在偏差大于预定值的情况下确定故障电阻垫子组件, 所述预定值考虑到机械加工余量和测量精度。

6. 如权利要求 5 所述的除冰设备, 其特征在于, 还将所述真实电阻值与所述电阻垫组件 (1) 的标称电阻值相比较。

7. 如权利要求 1-3 中任一项所述的除冰设备, 其特征在于, 该除冰设备包括至少一台计算机 (2), 该计算机 (2) 一方面包括一个用于接收来自中央控制单元 (6)、代表外部飞行状况的至少一组数据的至少一个装置 (5), 另一方面包括根据所获得的代表数据进行调节的、用于所述电阻垫 (10) 的电源装置。

8. 一种用于监控如权利要求 1-5 中任一项所述的除冰设备的电阻垫 (10) 组件 (1) 的完整性的方法, 包括以下步骤:

- 步骤 302: 根据每个电阻垫的标称欧姆值获得每组电阻垫的标称电阻值,
- 步骤 302: 根据每个电阻垫的标称欧姆值获得每组电阻垫的一组等效电阻值, 其中至少一个电阻垫子组件是有故障的,
- 步骤 304: 测量在每个电阻垫组件中流动的电流强度,
- 步骤 305: 测量每个电阻垫组件的输出电压值,
- 步骤 306: 根据测得的电流强度和电压值计算电阻垫组件的真实电阻值,
- 步骤 307: 将所获得的真实电阻值与标称电阻值进行比较, 和 / 或在存在故障的情况下将所获得的真实电阻值与等效电阻值进行比较, 以在误差值允许范围内确定电阻垫组件是否正常运行, 或者哪一个电阻垫已经出现故障。

9. 如权利要求 8 所述的方法, 其特征在于, 将所述标称电阻值和所述等效电阻值存储于存储器中。

10. 如权利要求 8 所述的方法, 其特征在于, 标称电阻值和等效电阻值由所述电阻垫 (10) 或所述电阻垫子组件的存储欧姆值 (301) 计算得到。

11. 一种用于监控如权利要求 1-5 中任一项所述的除冰设备的电阻垫 (10) 组件 (1) 的完整性的方法, 包括以下步骤:

- 测量在每个电阻垫组件中流动的电流强度,
- 测量每个电阻垫组件的输出电压值,
- 将所获得的电流强度值和电压值与前一测量中获得的电流强度值和电压值进行比较。

12. 如权利要求 8-11 中任一项所述的方法,其特征在于,当探测到故障时,所述计算机命令所述电阻垫转到劣化加热模式。

电除冰设备及相关监控系统

[0001] 本发明涉及一种除冰方法,特别涉及用于涡轮喷气发动机机舱的进气口唇缘组件的除冰方法。

[0002] 飞机由一个或多个推进组件驱动,每一个组件包括容纳于管状机舱的涡轮喷气发动机。每一个推进组件通过通常位于机翼下方或机身处的挂架与飞机连接。

[0003] 机舱通常具有如下的结构:其包括位于发动机上游的进气口、用于环绕涡轮喷气发动机风扇的中央段、容纳推力反向器装置并用于环绕涡轮喷气发动机燃烧室的下游段,该机舱通常终止于喷嘴,该喷嘴的出口位于涡轮喷气发动机的下游。

[0004] 进气口一方面包括进气口唇缘,另一方面包括唇缘附接其上的下游结构;其中,该进气口唇缘适于实现将需要供给涡轮喷气发动机的风扇和内部压缩机的空气朝向涡轮喷气发动机最佳地汇集;该下游结构用于适当地将气体引向风扇的叶片。该组件附接在属于机舱的上游段的风扇外壳的上游。

[0005] 在飞行过程中,根据温度和湿度情况,机舱上(尤其是在进气口唇缘的外表面上)可能会结冰。冰或霜的存在改变了进气口的气动性能,并干扰了空气朝着风扇汇集。

[0006] 用于对外表面除霜或除冰的一种方案包括通过将有关的外表面保持在足够高的温度来防止在该外表面上结冰。

[0007] 因此,例如从文献 US 4 688 757 已知的是在涡轮喷气发动机的压缩机处获取热空气,并且将其输送到进气口唇缘以加热壁。但是这种装置需要在涡轮喷气发动机和进气口之间布设热空气进气管道系统以及在进气口唇缘处布设排出热空气的系统。这增加了推进组件的重量,而这不是令人满意的。

[0008] 这些缺陷能够通过使用电除冰系统来克服。

[0009] EP 1 495 963 和许多其他文献与电除冰及其发展相关。

[0010] 为了尽可能地减轻使用在发动机舱的构成部分中的结构、以及更一般的航空设备,在这些结构中越来越多地使用复合材料。发动机舱的进气口唇缘特别可由复合材料制成。

[0011] 使用这些材料在存在电除冰装置的情况下会带来一些问题。

[0012] 实际上,这些材料的暴露温度通常必须不超过临界阈值,否则材料容易变形并因此损坏结构。所以,需要对复合材料的温度进行监控以避免材料的任何过热,特别是局部过热。

[0013] 一种明显的解决方案是由复合材料制成的结构装配温度传感器,通常为结合入机舱的进气口的每个加热垫安装至少一个温度传感器,进气口有相当数量的加热垫。但是,在没有大量增加所使用的温度传感器的数量的情况下,这种方案并不能避免传感器之间的某些局部过热。这种方案还包括建立用于由传感器测量的数据的数据传输网络,这使得该结构更加笨重,并使得除冰装置特别复杂,并且在安装和应用方面非常不实用。

[0014] 出于可靠性的原因,还需要增加冗余的传感器,这会进一步影响结构的重量,并且增加其复杂性。

[0015] 以申请人名义的法国申请号 08/06416 旨在弥补这些缺陷,提出了一种涉及飞行

器的中央控制单元 (FADEC) 的除冰系统,以获取外部飞行状况的信息,并相应地调节除冰的功率。

[0016] 而且,将多个电阻垫的电能供应和测量链相结合会引起一个新的问题,即监控加热垫的完整性。

[0017] 本发明的目的在于为前面提到的申请做补充。

[0018] 为此,本发明包括涡轮发动机机舱的除冰设备,该除冰设备包括至少一个加热电阻垫,该电阻垫连接到至少一个电源并且因此形成电阻垫组件,其特征在于,电阻垫组件含有一个或多个电阻垫子组件,每一个子组件继而包括一个或多个所述组件的电阻垫,并且每个电阻垫子组件具有不同的欧姆值。

[0019] 因此,通过提供具有不同欧姆值的加热垫子组件,可以通过检测或计算组件的欧姆值,来确定该组件的欧姆值是否对应于标称欧姆值,从而确定是否所有电阻垫在工作,或是否该组件的欧姆值是不同的,如果不同就说明至少一个子组件发生故障了。

[0020] 每个电阻垫子组件具有不同的欧姆值,测得的组件的欧姆值使得可以识别出产生故障的垫。

[0021] 当然每个电阻垫可以构成子组件,但因为机舱是对称的,比如可以为两个或多个垫,每个具有基本相同的欧姆值,从而一起构成可识别的子组件,然而,发生故障的垫在所述的子组件中不能被识别出。

[0022] 优选地,电源为三相专用发电机,尤其是根据如 EP 1953085 中描述的系统,被集成到机舱进气口的电除冰设备。这种方案可以将加热垫直接连接到所述发电机,不需要添加额外的能量转化阶段。该能量转化阶段使得飞行器的三相电网的正常电压变化被偏移。实际上,专用发电机的输出电压是系统独有的励磁电流施加的,没有经历飞机电网的压力,能够根据需要调制。作为替换,电源可以是包括附加的能量转化阶段的飞行器的电网。

[0023] 有利地,除冰设备包括多个电阻垫组件。

[0024] 优选地,机舱元件为进气口唇缘。

[0025] 有利地,该除冰设备包括至少一个位于进气口唇缘内部且位于其末端的温度传感器,使得可以最佳地监控所述唇缘并适当调节供给所述加热垫的功率。

[0026] 传感器的这种布置可以减少传感器的数量。热模型显示将温度传感器设置在唇缘末端的内部可保证对进气口进行完整的监控。因此,相应的结构被简化且可靠性得到提高。

[0027] 这样,仅唇缘末端的内部的温度可以被控制,供给加热垫的电功率通过这些温度测量值来调节(通过将它们与阈值进行比较)。传感器的位置和阈值通过分析决定,以消除进气口组件的过热。

[0028] 优选地,设备包括用于测量电压值和流过电阻垫组件的电流强度的装置。

[0029] 有利地,除冰设备包括计算机,该计算机能够根据所述电阻垫组件中流动的电压值和电流强度计算所述组件的有效等效电阻值,并将所述获得的有效等效电阻与至少一个电阻垫子组件发生故障的不同情形下计算的至少一组等效电阻值相比较,以确定偏差大于预定值的情况下的故障电阻垫子组件,该预定值尤其考虑到机械加工余量和测量精度。

[0030] 同样有利地,还将有效等效电阻值与组件的标称等效电阻值进行比较。

[0031] 所以,这样的机载计算机可以连续进行测量或定期离散测量(甚至在飞行中),而无需额外的测量工具。

[0032] 有利地,除冰设备包括至少一台计算机,该计算机一方面包括一个用于接收来自中央控制单元、代表外部飞行状况的至少一组数据的装置,另一方面包括根据所获得的代表数据进行调节的、用于所述电阻垫的电源装置。

[0033] 更具体地说,该除冰设备可与执行在前面提到的法国申请 08/06416 描述和要求保护的方法的设备相关联。

[0034] 该设备当然可以执行那个申请中要求保护的补充步骤,即:

[0035] - 确定与获取的飞行状况相对应的待除冰结构的热模型,并且根据热模型,将适当的相应电功率供给加热电阻,

[0036] - 代表外部飞行状况的参数通过至少一组使用 ARINC 总线的数据接线获取,该接线优选是冗余的,

[0037] - 外部飞行状况的参数含有至少下列参数之一:外部温度、外部压力、飞机速度、湿度水平。

[0038] - 计算机能够根据选取的热模型和垫的位置为每个垫组件供给唯一的(不同的或相同的)电功率。

[0039] - 执行的方法包含一个循环,该循环根据所述加热电阻耗散的功率调节供给加热电阻的电功率。

[0040] - 当对应于无冰飞行包线的热模型被使用时,加热电阻不被供电,使得电耗增加。

[0041] - 设备可以与冰探测器相关联。

[0042] 本发明也涉及一种用于监控根据本发明的除冰设备的电阻垫的完整性的方法,该方法包括如下的步骤:

[0043] - 根据每个电阻垫的标称欧姆值获得每组电阻垫的标称等效电阻值,

[0044] - 获得每组电阻垫的一组等效电阻值,其中至少一个电阻垫子组件是有故障的,

[0045] - 测量在每个电阻垫组件中流动的电流强度,

[0046] - 测量每个电阻垫组件的输出电压值,

[0047] - 根据测得的电流强度和电压值计算电阻垫组件的真实电阻,

[0048] - 将所获得的真实电阻值与标称电阻值进行比较,和/或在存在故障的情况下将所获得的真实电阻值与等效电阻值进行比较,以在误差允许范围内确定电阻垫组件是否正常运行,或者哪一个电阻垫已经出现故障。

[0049] 根据第一替换实施例,将标称电阻值和等效电阻值存储于存储器中。

[0050] 根据第二实施例,标称电阻值和等效电阻值由所述电阻垫或所述电阻垫子组件的存储欧姆值计算得到。

[0051] 该发明还涉及一种用于监控根据本发明的除冰设备的电阻垫组件的完整性的方法,包括以下步骤:

[0052] - 测量在每个电阻垫组件中流动的电流强度,

[0053] - 测量每个电阻垫组件的输出电压值,

[0054] - 将所获得的电流强度值和电压值与前一测量中获得的电流强度值和电压值进行比较。

[0055] 在这种情形下,对加热垫的完整性的监控是通过连续地测量电流与电压来完成的。每次测量与前一次测量进行比较。事实上,当垫是完整的时,测量值的变化是很小的。

变化仅在失去加热垫的情况下发生。有利地,这种测量可以克服不同测量链的不确定性。

[0056] 有利地,当探测到故障时,计算机命令电阻垫转到劣化加热模式。

[0057] 该劣化加热模式对应于向飞行员发送一条警告信息,警告他尽快离开结冰情形。根据该情形,或者可以降低电功率以避免过度加热唇缘,或者维持除冰的电功率以避免发动机结冰。

[0058] 根据下列结合附图的详细描述,会更容易理解本发明:

[0059] - 图 1 是根据本发明的电除冰系统的控制设备的示意图。

[0060] - 图 2 是在进气口唇缘装备了除冰设备的涡轮喷气发动机的机舱进气口示意图。

[0061] - 图 3 是进气口唇缘四周分布加热垫的示意投影图。

[0062] - 图 4 是根据本发明的方法的步骤的流程图。

[0063] - 图 5 是诊断加热垫运行的步骤的流程图。

[0064] 图 1 示出了图 2 所示的涡轮喷气发动机机舱进气口的电除冰系统的控制设备。

[0065] 该进气口 100 装备有多个加热电阻,多个加热电阻集合为加热电阻垫 10,加热电阻垫 10 又集合为电阻垫 10 组件 1。

[0066] 有利地,每个电阻垫 10 组件 1 对应于空气进气口唇缘 101 的特定区域。

[0067] 在所示方案中,进气口 101 被分为六个外围区和六个扇区,因此共含有三十六个电阻垫 10。

[0068] 外围区的六个电阻垫 10 形成跨越两个扇区的电阻垫组件 1。因此有十二个电阻垫 10 构成的三个组件 1。

[0069] 12 个电阻垫构成的三个组件 1 分别对应于位于进气口唇缘 101 内部附近的区域、位于进气口唇缘 101 区域和略微位于进气口唇缘 101 上游的区域。

[0070] 事实上,这些不同的进气口唇缘区域,尽管受到相同的外部条件,但在所要求的除冰功率方面具有不同的需求。

[0071] 需要注意,一般来讲存在至少两个电源选项:或者电网 3 是飞机的三相电网(其行为由后面的段落描述),或者电网 3 是专用电网,这样就不需要转换器(转换器可作为一种构建可能性),但不再需要能量转换阶段,而且专用发电机的可调电压被应用于加热垫。

[0072] 控制设备包括控制室 2,该控制室 2 由 115 伏或 230 伏变频三相交流电网 3 供电,例如通过将交流或直流电源电压转换成用于每个垫 1 的直流稳压,控制室 2 继而能够经由电输出 4 为加热电阻垫 1 供电。每个电源输出 4 装备了控制转换器(未显示),出于安全原因,可以是冗余的。

[0073] 当然,根据需要,输出电压也可以是交流的。

[0074] 每个电输出 4 是专用的,仅为一个电阻垫供电。因此根据由所述电阻垫 1 覆盖的进气口唇缘区域除冰需要的电功率,每个电阻垫 1 可以被供应唯一的电压。

[0075] 控制室 2 也能够测量每个加热垫 1 消耗的电流。因此,每个加热元件的耗散功率可通过控制室 2 相当容易地确定,而无需使用任何温度传感器。

[0076] 然而,为每个电阻垫 10 组件 1 均提供了温度传感器(未显示)。

[0077] 至于转换器,出于安全考虑,温度传感器可以是冗余的。

[0078] 根据该发明方法,控制室 2 使用有关可从 FADEC 6 获得的外部飞行状况的信息。控制室 2 和 FADEC 6 之间的数据交换通过冗余的 ARINC 总线接线 7 来确保。

[0079] 使用 FADEC 获取这数据的好处是所有有关飞行状况的信息已经是可用的且可靠的。因此,控制室 2 根据飞行情况和外部情形使用来自 FADEC 和温度传感器的信息来确定供给加热电阻垫 1 的电功率,并维持同一控制室 2 测得的电流和电压的功率。

[0080] 在惯例飞行中,尤其可区别下列飞行状况:起飞、爬升、巡航、下降、着陆前等待、飞机着陆。

[0081] 控制室 2 通常使用 FADEC 发送的飞行参数来确定飞行领域是否对应于除冰领域。特别地,如果总的飞行温度严格高于 2 度或如果高度高于 35000 英尺,则不给电阻垫 10 供电。如果飞机处于图 2 和图 3 所示的结冰区域,则供给加热垫的电功率取决于飞行阶段。

[0082] 与已有的气动方案相比,这种控制可大大减少能量消耗。也不存在无意义的唇缘的过热情形,这在结构的材料强度和抗老化方面具有不可否认的优势。

[0083] 根据已有的热模型,可以确定每个加热电阻垫 1 除冰需要的电功率。

[0084] 当然,这些值对每个电阻垫 10 组件 1 可以是不同的。

[0085] 根据由 FADEC 6 获得的信息,控制室 2 确定飞机是否正在生成冰包层,并且确定可用的热模型,从而确定由该模型确定的待供给加热垫 10 的电功率。

[0086] 不同于提供符合航空标准的预定电压的飞机电网,除冰设备具有自己的电源 3 的事实,使得可以供给由特定指令控制的电压。

[0087] 与飞机电网相连的除冰系统必须考虑到所有航空标准的要求并通过经由转换器调节的电功率来调整供给不同电阻垫 10 的功率。

[0088] 在根据本发明所描述的系统中,拥有专用电网使得转换器可以全部工作或全不工作,这简化了驱动和可靠性规律(见前文对不同可行电源的评述)。

[0089] 温度传感器旨在保证进气口唇缘 101 的表层温度符合要求。

[0090] 如果多余的电能被送往电阻垫 10,如果当外部条件没有导致结冰时系统被激活,如果提供的功率可能造成过热的风险,或者如果与飞行状况相关的功率预测不合适(低估或高估),那么一个基于从 FADEC 6 接收数据且基于温度传感器的策略可以调整供给不同电阻垫 10 组件 1 的功率。

[0091] 图 4 是这种除冰方法的事例步骤的流程图。

[0092] 该方法包括第一步骤 200,旨在测试飞行员是否激活了除冰系统。

[0093] 如果飞行员尚未激活系统,该方法包括包含测试步骤 201 的循环,验证冰探测器或 FADEC 是否已经探测到结冰的外部条件。

[0094] 如果探测到结冰条件,该方法包括步骤 202,通过例如面板中的声和/或光信号通知飞行员。

[0095] 当系统被飞行员激活,该方法包括,询问 FADEC 的步骤 203,在该步骤中收集有关外部状况的信息,如温度、压力、高度。

[0096] 在步骤 204 中,根据该信息,系统确定对应的热模型并判定飞机是否正在形成冰包层。

[0097] 如果探测到冰包层,则执行步骤 205:系统载入不同电阻垫 10 组件 1 的相应供电电压(例表 1)。

[0098] 如果没有探测到冰包层,则执行步骤 206:系统禁止给加热垫 10 供电。

[0099] 在步骤 207 中,功率转换器被激活,以将如此确定的供电电压输送给电阻垫 10。

- [0100] 在步骤 208 中,系统连续地或离散地测量电源电压和强度。
- [0101] 在步骤 209 中,根据这些测量值,系统计算出每个电阻垫 10 组件 1 耗散的电压。
- [0102] 后面的步骤 210 旨在验证加热垫 10 的完整性,随后将参考图 5 详细描述。
- [0103] 如果探测到至少一个电阻垫 10 发生故障,则执行步骤 211:系统激活考虑所谓的劣化模式的加热模式。
- [0104] 如果没有探测到故障,则执行步骤 212:系统测量每个电阻垫 10 组件 1 区域的温度。
- [0105] 在步骤 213 中,验证并确认与已有的规格和标准相关的该温度信息。
- [0106] 在步骤 214 中,验证返回的温度是否高于每个电阻垫 10 组件 1 可以达到的最低温度值。
- [0107] 若没有达到该温度,系统提供一个调节循环。该循环包括第一步骤 215,验证是否已超过设置的温度上升时间。如果已经超过该时间,则升高组件 1 的电压(指令 216)。如果没有超过该时间,则将时间交付给系统。
- [0108] 当温度高于最低设定温度,则执行步骤 217:系统验证温度是否仍低于最高设定温度。
- [0109] 若结果为“是”,则系统不做任何事,恢复调节与控制循环。若达到最大温度,则执行指令 218:命令降低有关电阻垫 10 的组件 1(或组件 1)的供电电压。
- [0110] 当探测到已超过了最大设定温度,则触发时间计数器,并且在步骤 219 中验证是否已超过材料的过热时间。若已超过过热时间,那么构成进气口 100 的材料可能已被破坏,则将转换器停止(指令 220)或在使用专用电网的情况下将发电机电压设为 0 伏。
- [0111] 现在可以描述验证电阻垫 10 完整性的子过程,图 5 显示了一个例子。
- [0112] 第一步骤 301,将存储器中三十六个电阻垫 10 的标称欧姆值载入计算机。
- [0113] 第二步骤 302,旨在为每个电阻垫 10 组件 1 定义等效电阻表,即:
- [0114] - 每个组件 1 的标称等效电阻。组件的电阻垫 10 被安装于并联电路中,应用如下的经典规则:
- [0115] $1/RE_{eqi} = 1/R_{i1} + 1/R_{i2} + \dots + 1/R_{in}$
- [0116] 其中 RE_{eqi} 是组件 i 的等效电阻, R_{i1} 到 R_{in} 是属于组件 i 的 n 个加热垫 10 的电阻值。
- [0117] - 发生故障时,这些相同组件 1 的等效电阻值,尤其是一个或两个故障电阻垫 10 的每个组合的等效电阻值。
- [0118] 当除冰设备启用(步骤 303)时,执行控制循环。
- [0119] 该循环包括步骤 304 和步骤 305,步骤 304 用于测量流过组件 1 的电流强度,步骤 305 用于测量每个组件 1 的转换器的输出电压。
- [0120] 根据这些测量值或这些值,计算机继续执行步骤 306:通过使用经典公式 $RE_{eqi} = V_i/I_i$,计算每个组件 1 的有效等效电阻。
- [0121] 然后,执行测试步骤 307:确定获得的有效等效电阻值是否等于标称等效电阻值,其中当然考虑到误差余量,该误差余量尤其是考虑到了测量和机械加工公差。
- [0122] 若未探测到故障,则重复控制循环。
- [0123] 在偏离等效电阻值的情况下,与存储于等效电阻值列表的值的比较使得可以:在

步骤 308 中确定不同于标称值的有效等效电阻值对应于何种故障,这从而可以识别发生故障的电阻垫。

[0124] 然后通过命令 309,系统激活劣化加热模式。

[0125] 尽管本发明已经通过一个特定实施例予以描述,但是其显然不限于此实施例,其涵盖了落入本发明的范围内的所述装置的所有技术等同物及其组合。

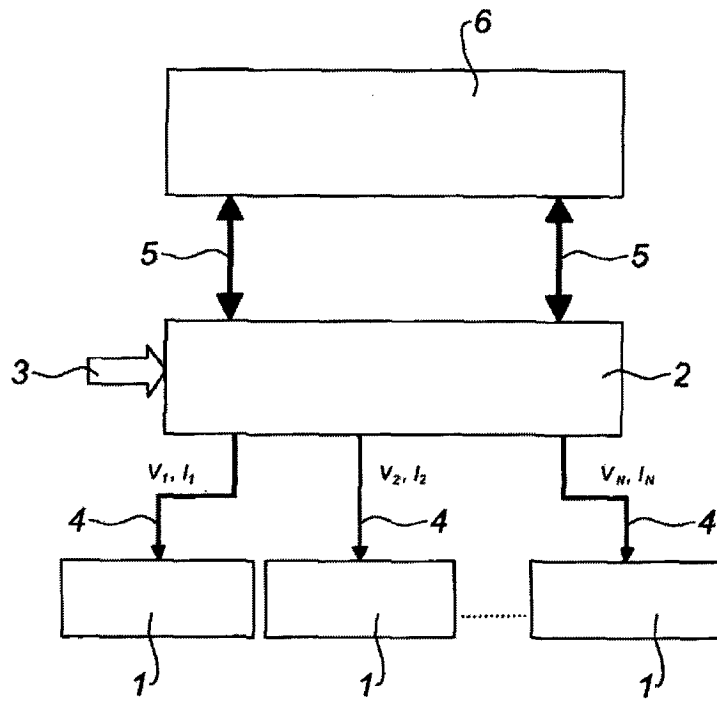


图 1

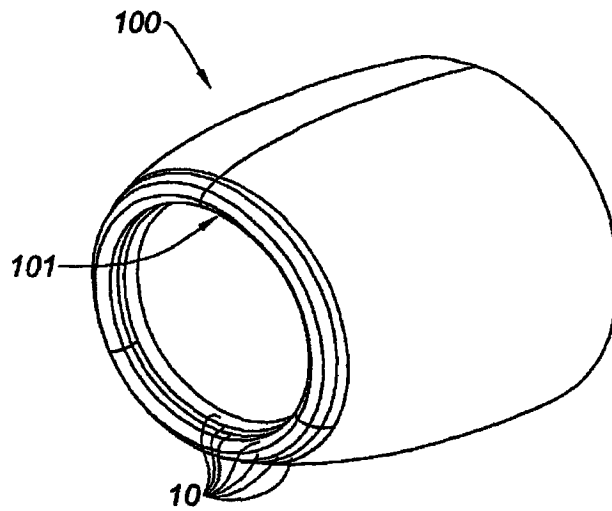


图 2

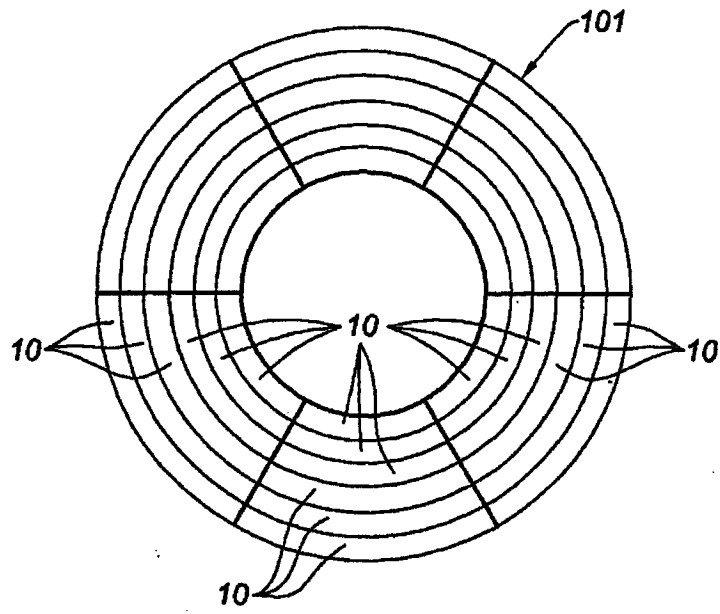


图 3

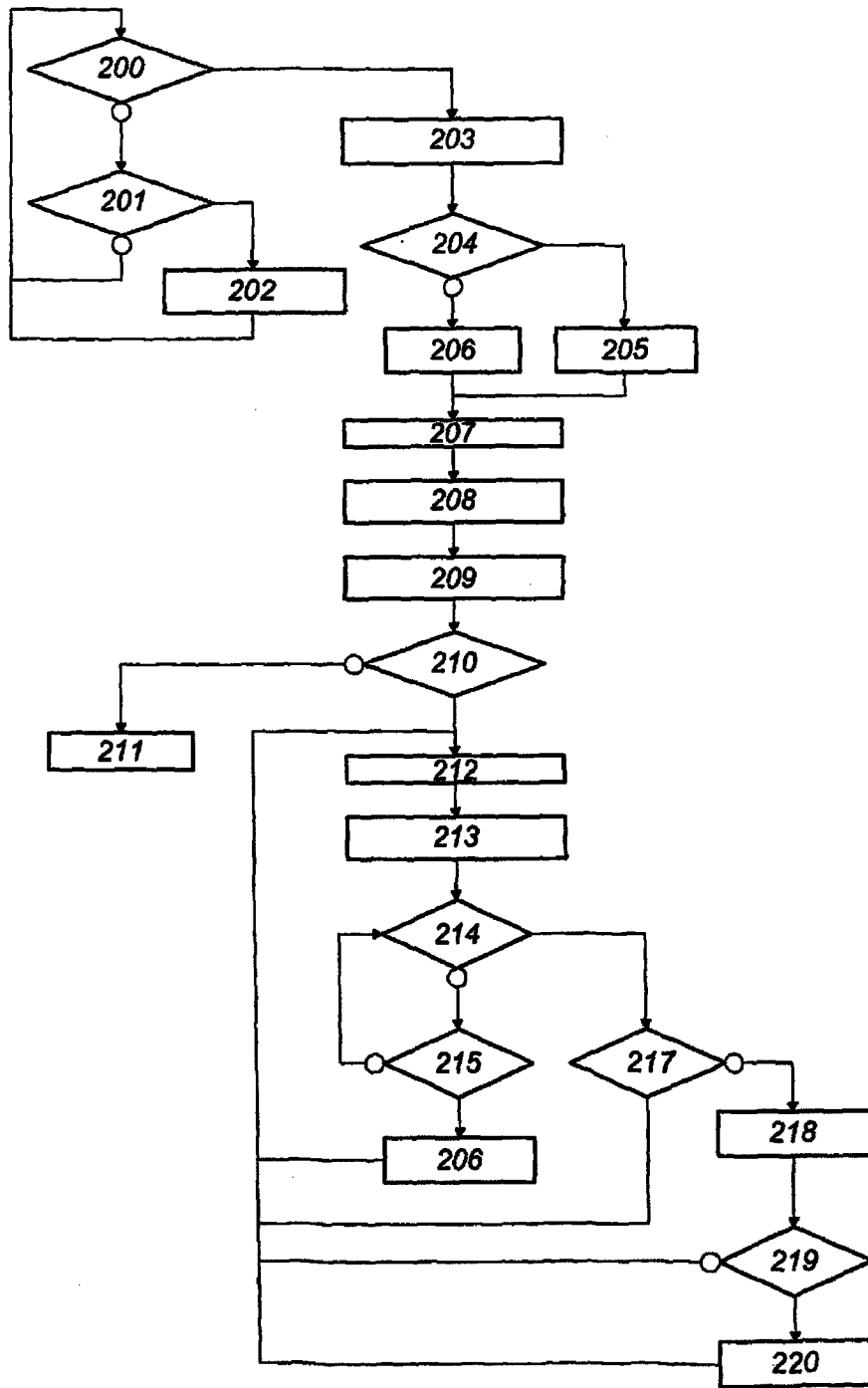


图 4

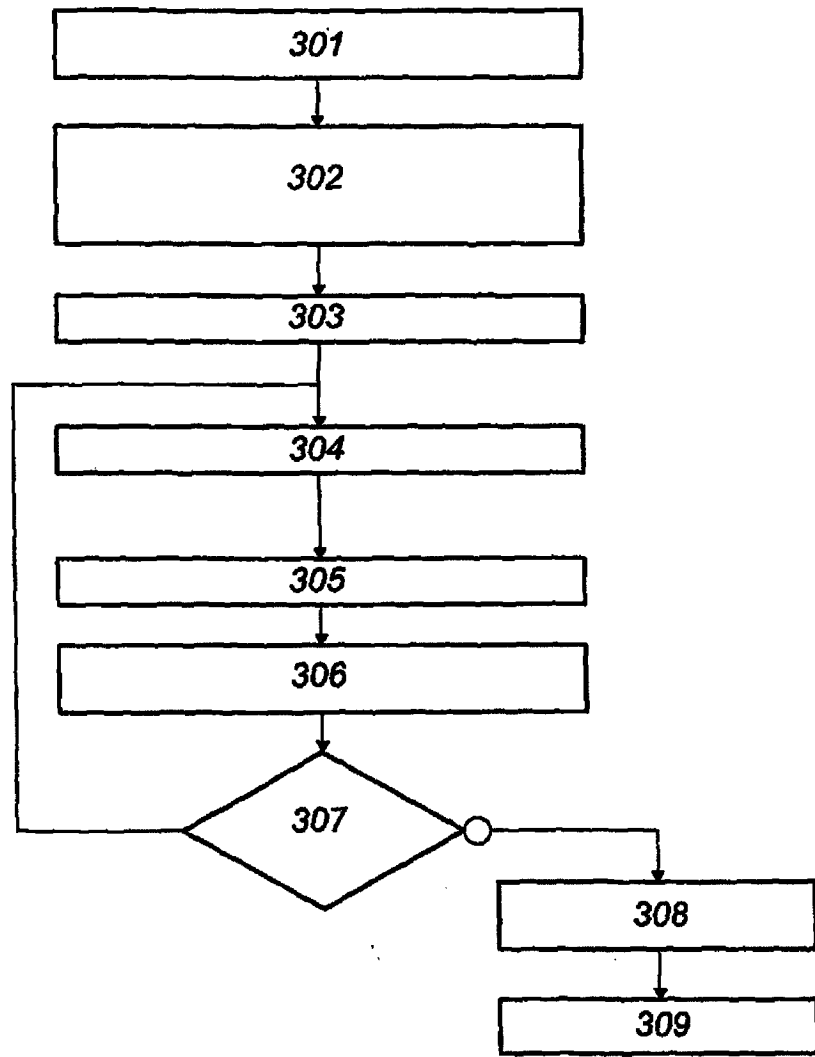


图 5