

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102209666 A

(43) 申请公布日 2011. 10. 05

(21) 申请号 200980144502. 9

B64D 15/20(2006. 01)

(22) 申请日 2009. 08. 26

(30) 优先权数据

08/06416 2008. 11. 17 FR

(85) PCT申请进入国家阶段日

2011. 05. 06

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2009/001032 2009. 08. 26

(87) PCT申请的公布数据

W02010/055215 FR 2010. 05. 20

(71) 申请人 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)

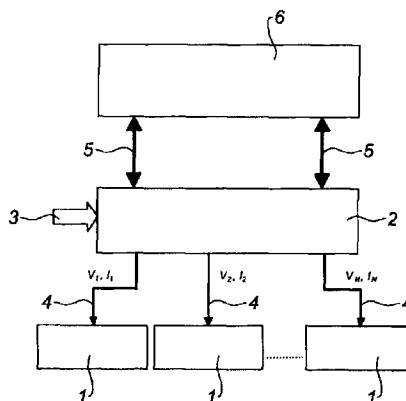
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 1 页

(54) 发明名称

用于控制电除冰系统的方法

(57) 摘要

本发明涉及一种用于管理和控制属于飞行器涡轮喷气发动机舱除冰组件的至少一个电阻加热元件 (1) 的方法, 其特征在于, 该方法包括针对以下的步骤: 从飞行器的中央控制单元 (6) 获得表示外部飞行状况的参数; 确定与所获得的飞行状况相对应的热模型; 根据该热模型, 将合适的对应的电功率 (4) 输送到所述电阻加热元件。



1. 一种用于管理和控制属于飞行器涡轮喷气发动机舱除冰组件的至少一个电阻加热元件 (1) 的方法,其特征在於,该方法包括针对以下的步骤:

- 从飞行器的中央控制单元 (6) 获得表示外部飞行状况的参数;
- 确定与所获得的飞行状况相对应的热模型;
- 根据该热模型,将合适的对应的电功率 (4) 输送到所述电阻加热元件 (1)。

2. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在於,所述飞行器的中央控制单元 (6) 是 FADEC。

3. 如权利要求 1 或 2 所述的方法,其特征在於,通过使用 ARINC 总线 (5) 的至少一个数据连接来获得所述表示外部飞行状况的参数,其中,该数据连接优选是冗余的。

4. 如权利要求 1-3 中任一项所述的方法,其特征在於,表示所述外部飞行状况的参数包括至少一种以下参数:外部温度、外部压力、飞行器速度、潮湿程度。

5. 如权利要求 1-4 中任一项所述的方法,其特征在於,该方法控制多个电阻加热元件 (1)。

6. 如权利要求 5 所述的方法,其特征在於,所述电阻加热元件分布在至少两个电阻加热元件的带 (1) 中,根据所选热模型和带的位置为每个带输送独有的电功率 (4),其中,这些电功率可彼此相同或不同。

7. 如权利要求 6 所述的方法,其特征在於,所采用的热模型选自多个热模型,所述多个热模型包括至少一个与巡航状态对应的热模型、以及可能地特别与起飞、爬升、下降、着陆前等待以及飞行器着陆的状态相对应的其他热模型。

8. 如权利要求 1-7 中任一项所述的方法,其特征在於,该方法包括根据由所述电阻加热元件所消耗的功率来调节供应到所述电阻加热元件的电功率的回路。

9. 如权利要求 1-8 中任一项所述的方法,其特征在於,当采用与非除冰飞行包线相对应的热模型时,根据保持预定温度的预热方法为所述电阻加热元件 (1) 供电。

10. 如权利要求 9 所述的方法,其特征在於,该方法包括用于查询冰检测器的步骤,这种查询主要在所采用的热模型与除冰飞行包线相对应时被执行。

11. 一种装置,其被设计成使得能够实施如权利要求 1-10 中任一项所述的方法。

## 用于控制电除冰系统的方法

[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舱的进气口唇缘的除冰方法。

[0002] 飞行器通过一个或多个推进组件来推进,每个推进组件包括容纳在管状发动机舱的涡轮喷气发动机。每个推进组件通过通常位于机翼下方或机身处的挂架被附接至飞行器。

[0003] 发动机舱通常具有这样一种结构,其包括位于发动机上游的进气口、用于围绕涡轮喷气发动机的风扇的中央段、容纳推力反向器装置并用于围绕涡轮喷气发动机的燃烧室的下游段,该发动机舱通常止于喷嘴,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,该进气口唇缘适于允许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合;该下游结构用于适当地将气体引向风扇的叶片。该组件附接在属于发动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,发动机舱上可能会结冰,尤其是在进气口唇缘的外表面上。冰或霜的存在影响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外表面保持在足够温度来防止在该外表面上结冰。

[0007] 因此,例如从文献 US4688757 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。但是这种装置需要位于涡轮喷气发动机和进气口之间的热空气进气管道系统以及用于在进气口唇缘处排出热空气的系统。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] EP1495963 和一些其他文献与电除冰及其发展相关。

[0010] 为了尽可能大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可特别由复合材料制成。

[0011] 这些材料的使用在电除冰装置这点上构成一定问题。

[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。复合材料的温度因此需要被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。但是,在不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,还需要增加大量的传感器,这会进一步影响结构的重量,并且增加其复杂性。

[0015] 本发明的一个目的在于提供一种高效且不存在损坏所使用的复合材料的风险的电除冰装置。

[0016] 为此,本发明涉及一种用于管理和控制属于飞行器涡轮喷气发动机舱除冰组件的至少一个电阻加热元件的方法,其特征在于,该方法包括针对以下的步骤:

[0017] - 从飞行器的中央控制单元获得表示外部飞行状况的参数;

[0018] - 确定与所获得的飞行状况相对应的热模型;

[0019] - 根据该热模型,将合适的对应的电功率输送到电阻加热元件。

[0020] 因此,通过使用表示外部飞行状况的数据集(此数据可在飞行器的计算机上得到),能够优化发动机舱的不同元件的除冰效果。实际上,外部温度、压力、速度等条件被确定与发动机舱表面上的冰的形成有关。

[0021] 这些外部飞行条件能够使飞行器处于飞行包线内,与预定热模型相对应,该预定热模型结合了所述飞行包线以及除冰所需的待供应至电阻加热元件的电功率的值。

[0022] 优选地,飞行器中央控制单元是 FADEC(全权数字式发动机控制)。此控制单元还可使用缩写 EEC(电子发动机控制)来表示。

[0023] 有利地,通过使用 ARINC 总线的至少一个数据连接来获得表示外部飞行状况的参数,其中,该数据连接优选是冗余的。

[0024] 优选地,表示所述外部飞行状况的参数包括至少一种以下参数:外部温度、外部压力、飞行器速度、潮湿程度。

[0025] 有利地,根据本发明的方法控制多个电阻加热元件。同样有利地,所述电阻加热元件分布在至少两个电阻加热元件的带中,该方法的目的在于根据所选热模型和带的位置为每个带输送独有的电功率,其中,这些电功率可彼此相同或不同。以此方式,可以将不同功率提供给例如位于进气口内侧的电阻加热元件的第一周边网络、位于唇缘处的电阻元件的第二周边网络、以及位于发动机舱的唇缘的略微上游的第三周边网络。

[0026] 优选地,所采用的热模型选自多个热模型,所述多个热模型包括至少一个与巡航状态对应的热模型、以及除此以外的可能地特别地与起飞、爬升、下降、着陆前等待、飞行器着陆的状态相对应的其他热模型。

[0027] 有利地,该方法包括根据由所述电阻加热元件所消耗的功率来调节供应到所述电阻加热元件的电功率的回路。

[0028] 优选地,当采用与非除冰飞行包线相对应的热模型时,根据保持预定温度的预热方法为所述电阻加热元件供电。这使得一旦进入除冰飞行包线,系统具有更好的反应性,同时在过快温度增加的过程中防止出现温度峰值和局部过热。

[0029] 有利地,该方法包括用于查询冰检测器的步骤,这种查询主要在所采用的热模型与除冰飞行包线相对应时被实施。

[0030] 本发明还涉及一种设计成使得能够实施根据本发明的方法的装置。

[0031] 当然值得注意的是,尽管作为示例应用于进气口唇缘,这种方法和这种装置并不局限于此,其能够涉及容易结冰的任何表面。

[0032] 参照附图,根据以下详细描述,将更好地理解本发明,其中:

[0033] 图 1 是根据本发明方法的电除冰系统的控制装置的示意图。

[0034] 图 2 和 3 是除冰飞行包线关于外部温度和压力的图表示意图。

[0035] 图 1 示出了用于涡轮喷气发动机舱(未示出)的进气口唇缘的电除冰系统的控制装置。

[0036] 此进气口装配有多个电阻加热元件,所述多个电阻加热元件一起集合在电阻元件带 1 中。

[0037] 有利地,每个电阻元件带与进气口唇缘的特定区域相对应。

[0038] 电阻加热元件例如可一起集合在第一周边带、第二周边带以及第三周边带中,其中,所述第一周边带包括位于靠近进气口内侧(Int)的电阻加热元件;所述第二周边带包括位于发动机舱的进气口唇缘处(D1)的电阻加热元件;所述第三周边带包括位于发动机舱的唇缘略微上游(D2)的电阻加热元件。

[0039] 即使外部条件相同,但是进气口唇缘的这些不同区域在必要的除冰功率方面具有不同需求。

[0040] 控制装置包括控制主体 2,该控制主体 2 例如由 115V 或 230V 变频交流三相网络 3 供电,通过将交流或直流电源电压转换成用于每个带 1 的直流稳压,控制主体 2 继而能够经由电输出 4 为电阻加热元件的带 1 供电。

[0041] 当然,根据需要,输出电压也可以是交流的。

[0042] 每个电输出 4 是专用的,并供应给一个带。根据对所述带 1 覆盖的进气口唇缘区域除冰所需的电功率,每个带 1 可因此被供应有独有的电压。

[0043] 控制主体 2 还能够测量每个加热带 1 消耗的电流。通过控制主体 2,每个加热元件消耗的功率因此被相当容易地确定,而不需要使用任何温度传感器。

[0044] 根据本发明的方法,控制主体 2 使用在 FADEC6 处获得的外部飞行状况的信息。通过冗余的 ARINC 总线连接 5 来确保控制主体 2 和 FADEC6 之间的数据交换。

[0045] 使用 FADEC 来获得此数据的有利之处在于涉及飞行状况的所有信息是可用和可靠的。控制主体 2 因此使用来自 FADEC 的信息以根据飞行状况和外部条件来确定供应到电阻加热元件的带 1 的电功率,并且保持同样的控制主体 2 进行电流和电压测量的电功率。

[0046] 在传统飞行中,尤其具有以下飞行状况:起飞、爬升、巡航、下降、着陆前等待、飞行器着陆。

[0047] 从现有的热模型中,可以确定对电阻加热元件的每个带 1 除冰所需的电功率。

[0048] 下面的表格 1 提供了对发动机舱的进气口唇缘除冰所需的功率的示例,其中该进气口唇缘的 75.1 英寸的直径被分成三个区域 D1、D2、Int。

[0049]

| 状态  | 高度<br>(英尺) | 速度<br>(马赫) | 外部温度<br>(°C) | 12 o/c 处的功率密度                  |                                |                                 | 6 o/c 处的功率密度                   |                                |                                 |
|-----|------------|------------|--------------|--------------------------------|--------------------------------|---------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|---------------------------------|
|     |            |            |              | D1<br>P<br>(W/m <sup>2</sup> ) | D2<br>P<br>(W/m <sup>2</sup> ) | Int<br>P<br>(W/m <sup>2</sup> ) | D1<br>P<br>(W/m <sup>2</sup> ) | D2<br>P<br>(W/m <sup>2</sup> ) | Int<br>P<br>(W/m <sup>2</sup> ) |
| MT0 | 8000       | 0.192      | -2           | 2906                           | 1889                           | 9672                            | 3873                           | 4861                           | 8044                            |
| MT0 | 15000      | 0.497      | -18          | 2906                           | 1889                           | 9672                            | 3873                           | 4861                           | 12112                           |
| 爬升  | 15000      | 0.388      | -8           | 2906                           | 1889                           | 13937                           | 3873                           | 4861                           | 17159                           |
| 巡航  | 22000      | 0.785      | -30          | 2906                           | 1889                           | 7254                            | 3873                           | 4861                           | 10598                           |
| 下降  | 15000      | 0.388      | -8           | 2906                           | 1889                           | 12694                           | 3873                           | 4861                           | 12167                           |
| 等待  | 22000      | 0.629      | -20          | 2906                           | 1889                           | 13903                           | 3873                           | 4861                           | 16049                           |

[0050] 表格 1

[0051] MTO 表示最大起飞。

[0052] 12o/c 与进气口唇缘处的 12:00 位置相对应,即接近附接挂架的位置。

[0053] 6o/c 与进气口唇缘处的 6:00 位置相对应。

[0054] 通过 FADEC 6 得到的信息,控制主体 2 确定飞行器是否在除冰包线中运动,并且确定所采用的热模型(示例)、以及由此由该模型确定的待供应至加热带 1 的电功率。

[0055] 图 2 和 3 为基于 Y 轴上的温度范围(°C)和 X 轴上的压力范围(高度压力:该高度的压力达到 1013.25hPa)的除冰包线的图像。

[0056] 当飞行器在除冰包线之外运动时,控制主体根据预热模型为带 1 供电以保持预定的温度,从而使得一旦飞行器进入除冰飞行包线,系统尽可能进行反应。

[0057] 冰检测器可以被附接到控制主体 2,使得能够只当飞行器在有效的除冰条件下运动时才施加所需电功率。

[0058] 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。

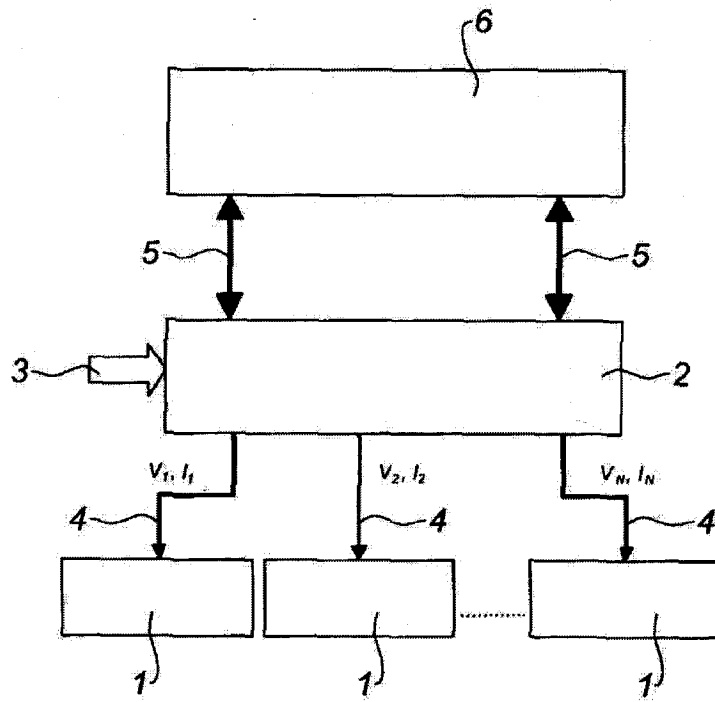


图 1

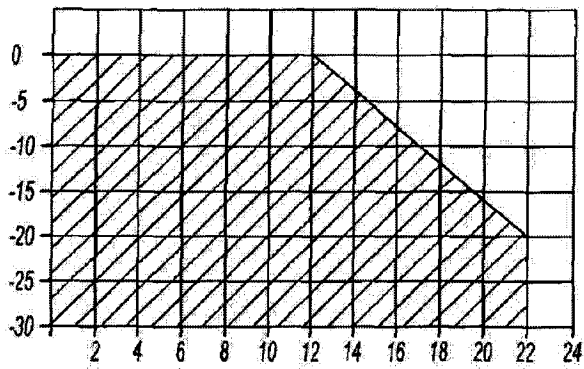


图 2

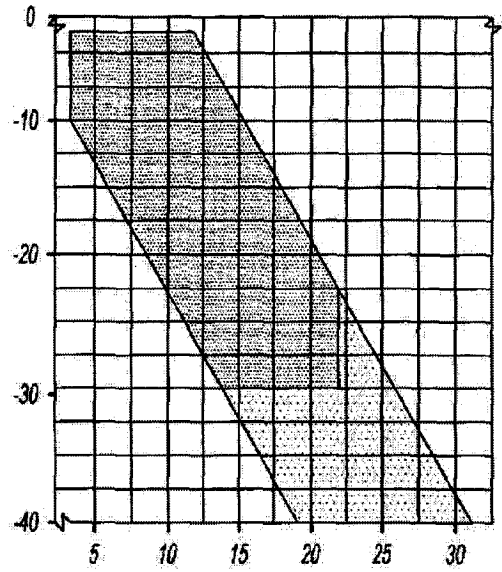


图 3