



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111579199 B

(45) 授权公告日 2022.05.17

(21) 申请号 202010458900.6

(22) 申请日 2020.05.27

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 111579199 A

(43) 申请公布日 2020.08.25

(73) 专利权人 中国空气动力研究与发展中心低
速空气动力研究所

地址 621900 四川省绵阳市二环路南段6号
13分箱

(72) 发明人 肖春华 杨升科 郭奇灵

(74) 专利代理机构 北京中济纬天专利代理有限
公司 11429

专利代理师 王丹

(51) Int. Cl.

G01M 9/04 (2006.01)

(56) 对比文件

GB 505433 A, 1939.05.05

CN 2233618 Y, 1996.08.21

US 4690353 A, 1987.09.01

CN 102006034 A, 2011.04.06

CN 106828873 A, 2017.06.13

CN 106081155 A, 2016.11.09

CN 105680398 A, 2016.06.15

CN 102638021 A, 2012.08.15

US 3549964 A, 1970.12.22

李广超等. 电脉冲除冰(EID)技术研究.
《航空动力学报》. 2011, 第26卷(第8期),

审查员 韩雪

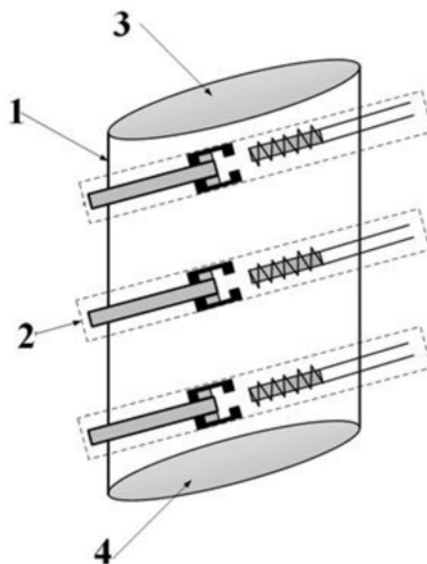
权利要求书2页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的
电磁力除冰装置

(57) 摘要

本发明公开了一种结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置。该装置包括安装在机翼模型的上端板和下端板之间的串列分布的除冰单元；除冰单元的除冰棒的前端伸出至机翼模型的前缘，除冰棒的后端装卡在约束框内，除冰棒在电磁力的作用下沿约束框的约束路径前后运动；约束框后端正对线圈绕线棒，线圈绕线棒上缠绕有电磁线圈，电磁线圈通过导线顺序连接正向回路开关Ⅱ、电源和正向回路开关Ⅰ形成回路；在电源和正向回路开关Ⅱ之间并联反向回路开关Ⅱ；在电源和正向回路开关Ⅰ之间并联反向回路开关Ⅰ。该装置远程控制除冰棒由内向外快速撞击破碎前缘冰壳，节省了试验时间和成本，保护了试验模型和工作人员，提高了试验效率和模拟的准确性。



1. 一种结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置,其特征在于,所述的电磁力除冰装置包括安装在机翼模型(1)的上端板(3)和下端板(4)之间的串列分布的除冰单元(2);

所述的除冰单元(2)的除冰棒(201)的前端伸出至机翼模型(1)的前缘,除冰棒(201)的后端装卡在约束框(202)内,除冰棒(201)在电磁力的作用下沿约束框(202)的约束路径前后运动;

所述的约束框(202)后端正对线圈绕线棒(204),线圈绕线棒(204)上缠绕有电磁线圈(203),电磁线圈(203)通过导线(205)顺序连接正向回路开关Ⅱ(208)、电源(206)和正向回路开关Ⅰ(207)形成回路;

在电源(206)和正向回路开关Ⅱ(208)之间并联反向回路开关Ⅱ(210);在电源(206)和正向回路开关Ⅰ(207)之间并联反向回路开关Ⅰ(209);

通过以下试验和计算过程,获得针对特定的机翼模型(1)的除冰单元(2)的数据参数:

a. 将机翼模型(1)通过上端板(3)和下端板() 固定安装在结冰风洞试验段中,进行结冰试验;

b. 取出机翼模型(1),测量并计算前缘冰壳与机翼模型(1)固壁之间的法向黏附力 f ;

c. 计算清除前缘冰壳所需的电磁力 F 和除冰棒(201)的质量 m , $F=ma$, a 为除冰棒(201)的加速度, $a=(0-V)/dt$, V 为除冰棒(201)的运动速度, dt 为除冰棒(201)从开始运动到运动停止的时间; $F>f$;

d. 制作除冰单元(2),根据试验需要,在机翼模型(1)前缘表面开通孔,将除冰单元(2)安装在机翼模型(1)内部,除冰单元(2)的除冰棒(201)前端伸出通孔,并与机翼模型(1)前缘平齐;

约束框(202)采用不导电且不受磁力作用的非金属材料制作而成,约束框(202)是控制或者限制除冰棒(201)在机翼模型(1)内部横向位移范围的机械结构,约束框(202)内部空间的横向距离就是限制除冰棒(201)横向位移的范围,约束框(202)保证了除冰棒(201)在规定的横向行程内运动,减少了除冰棒(201)对前缘周围流场的干扰和影响,除冰棒(201)从机翼前缘曲面插入到流场中的最大位移不超过20mm,也就是说,除冰棒(201)的横向行程范围是 $[0,20\text{mm}]$,没有纵向位移;当电磁线圈(203)产生正向电磁力,排斥除冰棒(201)往外运动到最大位移后,受约束框(202)左侧的固壁限制,除冰棒(201)无法再继续往左横向运动,当电磁线圈(203)改变电流方向产生负向电磁力时,吸引除冰棒(201)回复到最初的位置,受约束框(202)右侧的固壁限制,除冰棒(201)无法继续往右横向运动;

所述的电磁力除冰装置采用双向开关形成正向回路和反向回路,正向回路的正向电流产生具有正向排斥作用的正向电磁力,反向回路的反向电流产生具有反向吸引作用的反向电磁力,实现了除冰棒(201)自动伸出和收回的横向运动。

2. 根据权利要求1所述的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置,其特征在于,所述的约束框(202)为方形框,约束框(202)的前端封闭,约束框(202)的后端开口,开口端正对线圈绕线棒(204)。

3. 根据权利要求1所述的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置,其特征在于,所述的除冰棒(201)的材质为磁性金属,包括不锈钢、铸铁或合金。

4. 根据权利要求1所述的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置,其特征在于,所述的约束框(202)的材质为非金属材料,包括聚四氟乙烯、树脂、橡胶或实木。

5. 根据权利要求1所述的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置,其特征在于,所述的机翼模型(1)为电热除冰模型。

一种结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置

技术领域

[0001] 本发明属于结冰风洞防除冰试验技术领域,具体涉及一种结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置。

背景技术

[0002] 结冰风洞是模拟高空结冰云雾环境的特种试验设备,能够模拟飞行器飞行过程中的结冰现象。结冰风洞的试验段位于驻室内,试验段、驻室相互连通,试验段、驻室与外界环境封闭。为了模拟高空环境,通常采用高空模拟系统对试验段和驻室进行抽真空,以保持试验段和驻室处于低压环境。

[0003] 结冰风洞试验过程中,为保证试验条件不受外界的影响,绝对不允许工作人员进入试验段。结冰风洞试验结束后,为了进行下一次试验,必须及时清除试验模型上的结冰。

[0004] 目前的试验模型除冰是在结冰风洞试验结束后。首先停止风洞吹风并进行回压,然后打开试验段大门,工作人员携带简单的工具打开试验段的驻室大门进入试验段,敲击去除试验模型表面所结的冰。但是,只要打开驻室大门,就会导致试验段内的低压恢复到外界常压环境。下一次试验,又必须再采用高空模拟系统对试验段和驻室进行抽真空,这样就会造成巨大的能源浪费,并大大降低试验的效率,增加试验的周期。例如,当次试验模拟7000米高空,则试验段内部压力为39KPa,从常压101KPa抽真空至39KPa,时间至少需要两个小时,而耗费的电费也将达到上万元。同时,人工敲击很有可能会损伤试验模型,一个试验模型的加工成本通常几百万元,如果敲击过程稍微不注意,将会造成严重的经济损失,而试验模型加工周期通常是几个月,还将进一步延后试验的进度。因此,采用人工除冰方式,存在很大的浪费和风险。

[0005] 为了能够自动除冰,飞行器上发展了电热除冰技术,相应也研制了结冰风洞电热除冰模型。但是,通过在结冰风洞内进行电热除冰试验时发现,在电热除冰过程中,前缘冰与电热除冰模型之间的黏附层在电加热作用下发生了融化,但是外部气动力紧紧的压着前缘冰,使得前缘冰达到了力学平衡,像个冰壳一样被风压着无法脱落,产生了前缘冰壳现象。前缘冰壳的出现带来了两个危害:一是前缘冰壳一旦出现将大大延长冰脱落的时间,外部气动力的作用使得冰壳的姿态会发生变化,姿态的变化使得机翼表面的空气动力外型更加复杂,这就可能使飞行器处于更加恶劣的气动状态,对飞行安全非常不利;二是前缘冰壳出现后,由于黏附层完全融化,融化后的液态水在加热条件下温度持续上升,使得蒙皮表面温度处于比较高的状态,甚至达到30℃~50℃,如果按照这么高的表面温度设计电热除冰系统,那么电热除冰系统的设计将是失败的,并且仍然没有解决根本的问题,前缘冰壳还是无法脱落。目前,前缘冰壳已经在结冰风洞的电热除冰试验中反复出现,特别是在针对直升机旋翼的电热除冰试验中,由于旋翼在结冰风洞中没有模拟真实飞行时的高速旋转,无法模拟离心力的影响,更容易出现前缘冰壳,这是与直升机真实飞行时电热除冰的过程不相符合的,因此,必须在结冰风洞的电热除冰试验中及时消除前缘冰壳。

[0006] 因此,及时消除前缘冰壳已经不仅是提高结冰风洞试验效率的问题,而且是关系

到飞行器电热除冰系统设计成败的关键问题。所以,探索一种能够在电热除冰过程中及时消除前缘冰壳的方法,对于各种飞行器的防除冰系统设计非常的重要和关键。

[0007] 综上所述,当前亟需发展一种非接触的自动清除电热除冰模型前缘冰壳的装置,实现自动及时清除前缘冰壳的功能。

发明内容

[0008] 本发明所要解决的技术问题是提供一种结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置。

[0009] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置,其特点是,所述的电磁力除冰装置包括安装在机翼模型的上端板和下端板之间的串列分布的除冰单元;

[0010] 所述的除冰单元的除冰棒的前端伸出至机翼模型的前缘,除冰棒的后端装卡在约束框内,除冰棒在电磁力的作用下沿约束框的约束路径前后运动;

[0011] 所述的约束框后端正对线圈绕线棒,线圈绕线棒上缠绕有电磁线圈,电磁线圈通过导线顺序连接正向回路开关Ⅱ、电源和正向回路开关Ⅰ形成回路;

[0012] 在电源和正向回路开关Ⅱ之间并联反向回路开关Ⅱ;在电源和正向回路开关Ⅰ之间并联反向回路开关Ⅰ。

[0013] 所述的约束框为方形框,约束框的前端封闭,约束框的后端开口,开口端正对线圈绕线棒。

[0014] 所述的除冰棒的材质为磁性金属,包括不锈钢、铸铁或合金。

[0015] 所述的约束框的材质为非金属材料,包括聚四氟乙烯、树脂、橡胶或实木。

[0016] 所述的机翼模型为电热除冰模型。

[0017] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置中的机翼模型是电热除冰模型,从外至内依次包括外蒙皮、电加热膜和骨架,除冰单元安装在模型上部、模型中部和模型下部,能够保证最大化地自动消除前缘冰壳。

[0018] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置中的除冰棒采用磁性金属制作而成,除冰棒与机翼前缘曲面平齐,不破坏机翼前缘周围的流场。在电热除冰试验出现前缘冰壳时,电源输出的电流通过导线到达电磁线圈,根据洛伦茨定律,电流通过电磁线圈产生正向电磁力,正向电磁力快速驱动除冰棒垂直于蒙皮向外运动,将前缘冰壳顶出蒙皮表面并脱离,同时在空气动力的帮助下,前缘冰壳彻底的脱落。

[0019] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置中的约束框采用不导电且不受磁力作用的非金属材料制作而成,约束框是控制或者限制除冰棒在机翼模型内部横向位移范围的机械结构,约束框内部空间的横向距离就是限制除冰棒横向位移的范围,约束框保证了除冰棒在规定的横向行程内运动,减少了除冰棒对前缘周围流场的干扰和影响。除冰棒从机翼前缘曲面插入到流场中的最大位移不能超过20mm,也就是说,除冰棒的横向行程范围是[0,20mm],没有纵向位移。当电磁线圈产生正向电磁力,排斥除冰棒往外运动到最大位移后,受约束框左侧的固壁限制,除冰棒无法再继续往左横向运动,当电磁线圈改变电流方向产生负向电磁力时,吸引除冰棒回复到最初的位置,受约束框右侧的固壁限制,除冰棒无法继续往右横向运动。

[0020] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置采用双向开关形

成正向回路和反向回路,正向回路的正向电流产生具有正向排斥作用的正向电磁力,反向回路的反向电流产生具有反向吸引作用的反向电磁力,实现了除冰棒自动伸出和收回的横向运动。

[0021] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置通过远程控制,利用试验模型内部的除冰单元对前缘冰壳进行由内向外的快速撞击和破碎,无需打开驻室大门,不会改变试验条件,工作人员也不用进入到寒冷的试验段内,不仅节省了试验时间和成本,保护了试验模型和工作人员,大大提高了试验效率,还真实的反映了飞行过程中的前缘冰壳现象,提高了试验模拟的准确性。

[0022] 本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置不但可以在结冰风洞旋翼飞机桨叶电热除冰试验中应用,而且可以借鉴或移植在结冰风洞的固定翼飞机机翼电热除冰试验中应用,更加可以拓展应用在飞行器上,在飞行器现有的电热除冰系统中增加辅助的除冰单元,形成一种新型的热/力耦合除冰装置,消除前缘冰壳对飞行安全的影响,产生更为直接的经济和军事效益。

附图说明

[0023] 图1为本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置的侧视图;

[0024] 图2为本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置的前视图;

[0025] 图3为本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置中的除冰单元示意图。

[0026] 图中,1.机翼模型 2.除冰单元 3.上端板 4.下端板;

[0027] 201.除冰棒 202.约束框 203.电磁线圈 204.线圈绕线棒 205.导线 206.电源 207.正向回路开关I 208.正向回路开关II 209.反向回路开关I 210.反向回路开关II。

具体实施方式

[0028] 下面结合附图和实施例详细说明本发明。

[0029] 如图1、2所示,本发明的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置包括安装在机翼模型1的上端板3和下端板4之间的串列分布的除冰单元2;

[0030] 如图3所示,所述的除冰单元2的除冰棒201的前端伸出至机翼模型1的前缘,除冰棒201的后端装卡在约束框202内,除冰棒201在电磁力的作用下沿约束框202的约束路径前后运动;

[0031] 所述的约束框202后端正对线圈绕线棒204,线圈绕线棒204上缠绕有电磁线圈203,电磁线圈203通过导线205顺序连接正向回路开关II 208、电源206和正向回路开关I207形成回路;

[0032] 在电源206和正向回路开关II 208之间并联反向回路开关II 210;在电源206和正向回路开关I207之间并联反向回路开关I209。

[0033] 所述的约束框202为方形框,约束框202的前端封闭,约束框202的后端开口,开口端正对线圈绕线棒204。

[0034] 所述的除冰棒201的材质为磁性金属,包括不锈钢、铸铁或合金。

[0035] 所述的约束框202的材质为非金属材料,包括聚四氟乙烯、树脂、橡胶或实木。

[0036] 所述的机翼模型1为电热除冰模型。

[0037] 实施例1

[0038] 本实施例的结冰风洞中针对试验模型前缘冰壳的电磁力除冰装置的工作过程如下：

[0039] a. 将机翼模型1通过上端板3和下端板4固定安装在结冰风洞试验段中,进行结冰试验；

[0040] b. 取出机翼模型1,测量并计算前缘冰壳与机翼模型1固壁之间的法向黏附力 f ；

[0041] c. 计算清除前缘冰壳所需的电磁力 F 和除冰棒201的质量 m , $F=ma$, a 为除冰棒201的加速度, $a=(0-V)/dt$, V 为除冰棒201的运动速度, dt 为除冰棒201从开始运动到运动停止的时间; $F>f$ ；

[0042] d. 制作除冰单元2,根据试验需要,在机翼模型1前缘表面开通孔,将除冰单元2安装在机翼模型1内部,除冰单元2的除冰棒201前端伸出通孔,并与机翼模型1前缘平齐；

[0043] e. 将机翼模型1通过上端板3和下端板4固定安装在结冰风洞试验段中,接通正向回路开关I207和正向回路开关II 208,关闭反向回路开关I209和反向回路开关II 210,进行结冰试验,此时除冰棒201前端与机翼模型1前缘平齐；

[0044] f. 在结冰试验完成后,关闭正向回路开关I207和正向回路开关II 208,接通反向回路开关I209和反向回路开关II 210,除冰棒201在电磁力的作用下快速冲出通孔,清除机翼模型1前缘冰壳；

[0045] g. 接通正向回路开关I207和正向回路开关II 208,关闭反向回路开关I209和反向回路开关II 210,除冰棒201在电磁力的作用下收缩回原位。

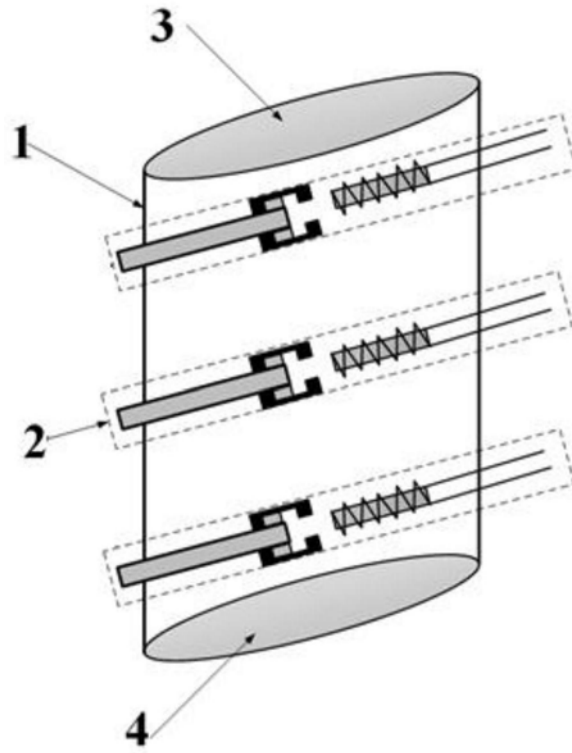


图1

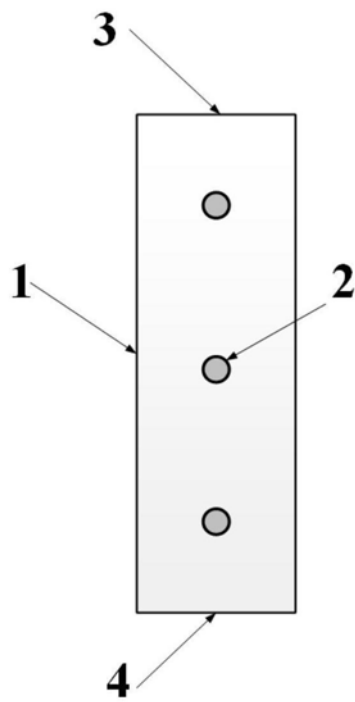


图2

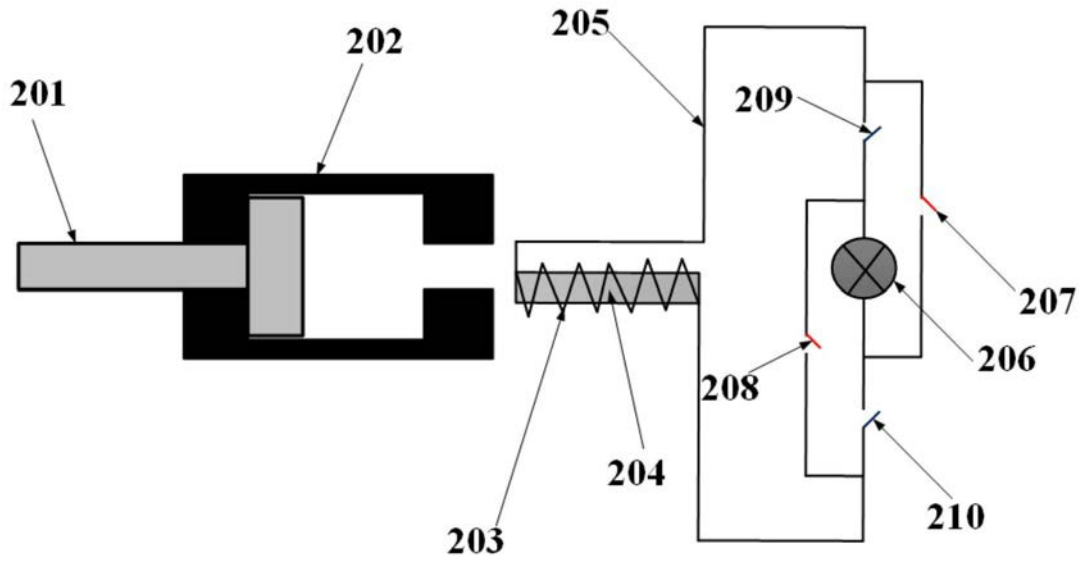


图3