



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102030102 A

(43) 申请公布日 2011. 04. 27

(21) 申请号 201010554079. 4

(22) 申请日 2010. 11. 18

(71) 申请人 西北工业大学

地址 710072 陕西省西安市友谊西路 127 号

(72) 发明人 李玉龙 石霄鹏 索涛 刘军

(74) 专利代理机构 西北工业大学专利中心

61204

代理人 慕安荣

(51) Int. Cl.

B64C 3/20(2006. 01)

B64C 3/26(2006. 01)

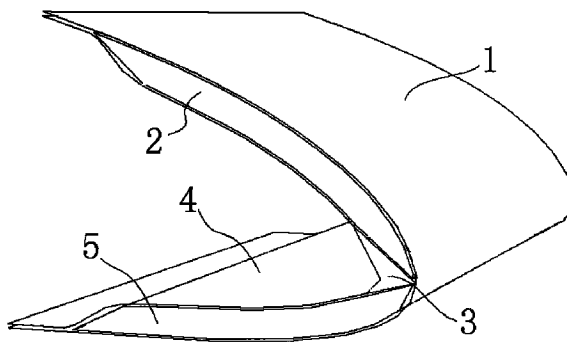
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 4 页

(54) 发明名称

一种抗鸟撞飞机平尾前缘

(57) 摘要

一种抗鸟撞飞机平尾前缘, 上蜂窝芯层、下蜂窝芯层、前缘加固件和机翼衬层均沿飞机平尾展向布置在平尾前缘内各跨之间。前缘加固件的一个角位于平尾前缘的前端处。呈平行四边形的上蜂窝芯层和下蜂窝芯层分别固定在平尾蒙皮的上下内表面上, 并且各蜂窝芯层的一个顶角的边分别与前缘加固件和平尾蒙皮的表面固定, 另一个顶角的边分别与平尾蒙皮和机翼衬层的表面固定。通过机翼衬层将各蜂窝芯层和前缘加固件包覆在机翼衬层与平尾蒙皮内表面之间。本发明通过前缘加固件对鸟体进行切割, 通过蜂窝芯层有效吸收了鸟体的撞击力, 并通过机翼衬层保护平尾前缘内部结构不受破坏, 本发明同样适用于垂尾、机翼前缘以及飞机上任何可能遭受飞鸟撞击的梁缘部位。



1. 一种抗鸟撞飞机平尾前缘,其特征在于,所述的抗鸟撞飞机平尾前缘包括平尾蒙皮(1)、上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5)、前缘加固件(3)和机翼衬层(4),上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5)、前缘加固件(3)和机翼衬层(4)均沿飞机平尾展向布置在机翼前缘内各跨之间;其中,前缘加固件(3)呈三棱柱体,并且该前缘加固件的一个角位于机翼前缘的前端处;呈平行四边形的上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5)分别固定在平尾蒙皮(1)的上下内表面,并且上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5)同一侧顶角的两个边分别与前缘加固件(3)和平尾蒙皮(1)的表面固定,上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5)另一侧的顶角的两个边分别与平尾蒙皮(1)和机翼衬层(4)的表面固定;机翼衬层(4)固定在上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5),以及前缘加固件(3)的表面,将上蜂窝芯层(2)、下蜂窝芯层(5)和前缘加固件(3)包覆在机翼衬层(4)与平尾蒙皮(1)内表面之间。

2. 如权利要求1所述一种抗鸟撞飞机平尾前缘,其特征在于,前缘加固件(3)的一个表面有与机翼衬层(4)前端配合的凹槽。

3. 如权利要求1所述一种抗鸟撞飞机平尾前缘,其特征在于,机翼衬层(4)的外形同机翼前缘处的外形;该机翼衬层(4)的前端与前缘加固件(3)表面的凹槽配合,机翼衬层(4)的尾端至机翼腹板处。

4. 如权利要求1所述一种抗鸟撞飞机平尾前缘,其特征在于,上蜂窝芯层(2)和下蜂窝芯层(5)的厚度为10~25mm。

5. 如权利要求2所述一种抗鸟撞飞机平尾前缘,其特征在于,前缘加固件(3)表面的凹槽,与前缘加固件(3)同机翼前缘前端配合的角相对应。

一种抗鸟撞飞机平尾前缘

技术领域

[0001] 本发明涉及民用飞机结构设计领域,具体是一种平尾前缘结构。

背景技术

[0002] 鸟撞事故是指空中飞行的飞机等飞行器与飞行的鸟类相撞所发生的事故。随着民用航空行业的飞速发展,民机鸟撞事故成为民用航空最严重的安全威胁之一。据美联航有关报告显示,1990年到2008年间,美国民航共报告89727起动物与民航飞机相撞事故,其中97.4%是由飞鸟造成的。有关数据显示,飞机的迎风面,包括飞机风挡、雷达罩、发动机、机翼前缘及尾翼前缘是最易受到鸟撞的部位。前缘结构内部常设有油路系统或控制线路,这些内部设施一旦受到鸟撞破坏,灾难性事故就难以避免。因此,解决好飞机尾翼前缘抗鸟撞性能的问题关系重大。中国民航总局制定的《运输类飞机适航标准》中第25条631款中明确规定,飞机尾翼结构的设计必须保证在飞机在与3.6公斤(8磅)重的鸟相撞之后,仍能继续安全飞行和着陆,相撞时飞机的速度等于飞机在选定海平面的巡航速度。研究表明,在高速撞击下,鸟体表现出明显的流体力学行为。目前针对尾翼前缘的抗鸟撞设计多采用高强度的复合材料和单纯的夹芯结构。其设计思路多为牺牲结构的功能外形,以其尽可能大的变形吸收鸟体撞击能量。如Alessandro Airolodi等人在相关文献中提到的一种垂尾前缘结构,其外表面采用铝合金材料,内部则采用带蜂窝夹芯的碳纤维复合材料。试验中用4磅的鸟体以270节的速度撞击结构,结构损坏明显。M. A. McCARTHY等人则提出一种前缘蒙皮为FML复合材料的机翼前缘结构。试验中结构承受了4磅鸟体以200m/s的速度进行的撞击,前缘未被击穿但产生巨大变形。最近Michele Guida等人又提出了一种夹芯前缘结构,夹芯结构两层面板分别采用FML复合材料与金属材料,芯层为蜂窝。试验过程中用8磅的鸟体以250节的速度对结构进行撞击,结果前缘并未被击穿,但整个结构产生了极大变形。可以看出,现有结构设计其制作费用极为昂贵,整个结构或被击穿,或产生极大变形,其抗鸟撞效果并不理想。

发明内容

[0003] 为克服现有技术中存在的鸟撞后产生的结构或者被击穿,或者产生极大变形,并且成本高的缺陷,本发明提出了一种抗鸟撞飞机平尾前缘。

[0004] 本发明包括平尾蒙皮、上蜂窝芯层和下蜂窝芯层、前缘加固件和机翼衬层,上蜂窝芯层和下蜂窝芯层、前缘加固件和机翼衬层均沿飞机平尾展向布置在机翼前缘内各跨之间。本发明中,前缘加固件呈三棱柱体,并且该前缘加固件的一个角位于机翼前缘的前端处。呈平行四边形的上蜂窝芯层和下蜂窝芯层分别固定在平尾蒙皮的上下内表面,并且上蜂窝芯层和下蜂窝芯层同一侧顶角的两个边分别与前缘加固件和平尾蒙皮的表面固定,上蜂窝芯层和下蜂窝芯层另一侧的顶角的两个边分别与平尾蒙皮和机翼衬层的表面固定。机翼衬层固定在上蜂窝芯层和下蜂窝芯层,以及前缘加固件的表面,将上蜂窝芯层、下蜂窝芯层和前缘加固件包覆在机翼衬层与平尾蒙皮内表面之间。

[0005] 前缘加固件的一个表面有与机翼衬层前端配合的凹槽。机翼衬层的外形同机翼前缘处的外形。上蜂窝芯层和下蜂窝芯层的厚度为 10 ~ 25mm。前缘加固件表面的凹槽,与前缘加固件同机翼前缘前端配合的角相对应。

[0006] 本发明充分考虑了鸟撞问题的特点,即鸟体在撞击过程中表现出流体力学行为,通过位于前缘的加固件对鸟体进行切割,并变鸟体的正面撞击为斜撞击,合理的释放了鸟体撞击的能量。较薄的机翼表面蒙皮通过变形失效,并且通过蜂窝芯层的变形有效吸收了鸟体被分割后部分的能量,而较厚的机翼衬层则保证了平尾前缘内部结构的安全,保护机翼衬层不被击穿,从而保护平尾前缘内部结构不受破坏。试验证明,通过改变蜂窝芯层和机翼衬层的厚度增加平尾蒙皮与机翼衬层之间的距离,通过改变前缘加固件的角度,均能够有效改变整个前缘的抗鸟撞性能,以适应不同的抗鸟撞要求。

[0007] 图 7 为鸟撞数值模拟示意图。图中鸟体为两端半球的圆柱体,并用 SPH 粒子表示。鸟体质量为 3.6kg,撞击速度为 150m/s。

[0008] 图 8 为前缘加固件对鸟体 6 的分割过程。图 9(a) 为撞击开始前鸟体 6 状态。图 9(b) 为撞击开始 1ms 后鸟体 6 状态。可以看出,在撞击过程中,鸟体 6 被前缘加固件 3 明显切割。图 9(c) 为撞击开始 2ms 后,鸟体 6 的状态。可以看出,鸟体 6 被前缘加固件 3 切割所形成的两个部分分别沿机翼衬层 4 上下表面滑出。

[0009] 图 9 为鸟体经分割后对结构的冲击示意图。可以看到平尾蒙皮 1 失效,上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 有很大变形,这些变形吸收了被分割后鸟体 6 的能量,对机翼衬层 4 起到了保护作用。

[0010] 图 10-11 为结构经受鸟撞击后的情况。可以看出机翼衬层 4 有较小变形,且未被鸟体击穿。

[0011] 本发明中,在机翼平尾上增加的蜂窝芯层、前缘加固件和机翼衬层均安装在平尾内部,不会对飞机气动性能造成影响,并且制作简单、成本低,适用于垂尾、机翼前缘以及飞机上任何可能遭受飞鸟撞击的梁缘部位。

附图说明

[0012] 图 1 为抗鸟撞飞机平尾前缘的三维图;

[0013] 图 2 为抗鸟撞飞机平尾前缘的结构示意图

[0014] 图 3 为前缘加固件示意图;

[0015] 图 4 为机翼衬层示意图;

[0016] 图 5 为前缘加固件与内蒙皮连接示意图;

[0017] 图 6 为蜂窝芯层示意图,其中 (a) 为上蜂窝芯层, (b) 为下蜂窝芯层;

[0018] 图 7 为结构鸟撞数值模拟示意图;

[0019] 图 8 为前缘加固件对鸟体分割过程示意图,其中 (a) 为撞击开始前鸟体状态, (b) 为撞击开始 1ms 后鸟体状态, (c) 为撞击开始 2ms 后鸟体的状态;

[0020] 图 9 为鸟体经分割后冲击结构示意图;

[0021] 图 10 为结构经鸟撞后受损情况示意图;

[0022] 图 11 为结构经鸟撞后内蒙皮变形情况示意图。其中:

[0023] 1. 平尾蒙皮 2. 上蜂窝芯层 3. 前缘加固件 4. 机翼衬层

[0024] 5. 下蜂窝芯层 6. 鸟体

具体实施方式

[0025] 实施例一

[0026] 本实施例是用于某型机的抗鸟撞飞机平尾前缘。

[0027] 如图 1 所示,本实施例包括前缘蒙皮 1、上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4,上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4 均沿飞机平尾展向布置在机翼前缘内各跨之间;其中,前缘加固件 3 呈三棱柱体,并且该前缘加固件的一个角位于机翼前缘的前端处;呈平行四边形的上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 分别固定在前缘蒙皮 1 的上下内表面,并且上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的一个斜边均与前缘加固件 3 的一个侧表面配合;机翼衬层 4 固定在上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5,以及前缘加固件 3 的表面,将上蜂窝芯层 2、下蜂窝芯层 5 和前缘加固件 3 包覆在机翼衬层 4 与平尾蒙皮 1 内表面之间。

[0028] 本实施例中的上蜂窝芯层 2、下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4 的数量均同平尾前缘内部结构中跨的数量。

[0029] 平尾蒙皮 1 为铝合金,蒙皮厚度为 0.5 毫米,与机翼内的肋铆接固定。

[0030] 前缘加固件 3 为三棱柱体,用铝合金材料制成。前缘加固件的一个角位于机翼前缘内的前端处,并与肋点焊连接。在前缘加固件 3 与同机翼前缘前端配合的角相对应的表面,有与机翼衬层 4 前端配合的凹槽,并且该凹槽与机翼衬层的前端点焊连接。前缘加固件的其余两个表面为平面,并且前述两个表面分别与机翼衬层 4 的两个外表面贴合并点焊固定。

[0031] 上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 均为纸蜂窝结构,其外形呈平行四边形,并且上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的方向相反。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的厚度为 15 毫米。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 同一侧顶角的两个边分别与前缘加固件 3 与平尾蒙皮 1 的表面贴合并胶结固定。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 另一侧的顶角的两个边分别与平尾蒙皮 1 和机翼衬层 4 的表面贴合并胶结固定。

[0032] 机翼衬层 4 用 5mm 的铝合金制成,其外形呈“V”形,同机翼前缘处的外形。该机翼衬层 4 的前端与前缘加固件 3 表面的凹槽配合,机翼衬层 4 的尾端至机翼腹板处。机翼衬层 4 与翼肋之间通过角片铆接固定。

[0033] 实施例二

[0034] 本实施例是用于某型机的抗鸟撞飞机平尾前缘。

[0035] 如图 1 所示,本实施例包括平尾蒙皮 1、上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4,上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4 均沿飞机平尾展向布置在机翼前缘内各跨之间;其中,前缘加固件 3 呈三棱柱体,并且该前缘加固件的一个角位于机翼前缘的前端处;呈平行四边形的上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 分别固定在前缘蒙皮 1 的上下内表面,并且上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的一个斜边均与前缘加固件 3 的一个侧表面配合;机翼衬层 4 固定在上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5,以及前缘加固件 3 的表面,将上蜂窝芯层 2、下蜂窝芯层 5 和前缘加固件 3 包覆在机翼衬层 4 与平尾蒙皮 1 内表面之间。

[0036] 本实施例中的上蜂窝芯层 2、下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4 的数量均

同平尾前缘内部结构中跨的数量。

[0037] 平尾蒙皮 1 为铝合金,蒙皮厚度为 1 毫米,与机翼内的肋铆接固定。

[0038] 前缘加固件 3 为三棱柱体,用复合材料制成。前缘加固件的一个角位于机翼前缘内的前端处,并与肋胶结连接。在前缘加固件 3 与同机翼前缘前端配合的角相对应的表面,有与机翼衬层 4 前端配合的凹槽,并且该凹槽与机翼衬层的前端胶结连接。前缘加固件的其余两个表面为平面,并且前述两个表面分别与机翼衬层 4 的两个外表面贴合并胶结固定。

[0039] 上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 均为纸蜂窝结构,其外形呈平行四边形,并且上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的方向相反。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的厚度为 25 毫米。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 同一侧顶角的两个边分别与前缘加固件 3 与平尾蒙皮 1 的表面贴合并胶结固定。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 另一侧的顶角的两个边分别与平尾蒙皮 1 和机翼衬层 4 的表面贴合并胶结固定。

[0040] 机翼衬层 4 用 4mm 的铝合金制成,其外形呈“V”形,同机翼前缘处的外形。该机翼衬层 4 的前端与前缘加固件 3 表面的凹槽配合,机翼衬层 4 的尾端至机翼腹板处。机翼衬层 4 与翼肋之间通过角片铆接固定。

[0041] 实施例三

[0042] 本实施例是用于某型机的抗鸟撞飞机平尾前缘。

[0043] 如图 1 所示,本实施例包括平尾蒙皮 1、上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4,上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5、前缘加固件 3 和机翼衬层 4 均沿飞机平尾展向布置在机翼前缘内各跨之间;其中,前缘加固件 3 呈三棱柱体,并且该前缘加固件的一个角位于机翼前缘的前端处;呈平行四边形的上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 分别固定在前缘蒙皮 1 的上下内表面,并且上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的一个斜边均与前缘加固件 3 的一个侧面配合;机翼衬层 4 固定在上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5,以及前缘加固件 3 的表面,将上蜂窝芯层 2、下蜂窝芯层 5 和前缘加固件 3 包覆在机翼衬层 4 与平尾蒙皮 1 内表面之间。平尾蒙皮 1 为 FLM 复合材料,蒙皮厚度为 0.5 毫米,与机翼内的肋铆接固定。

[0044] 前缘加固件 3 为三棱柱体,用铝合金材料制成。前缘加固件的一个角位于机翼前缘内的前端处,并与肋点焊连接。在前缘加固件 3 与同机翼前缘前端配合的角相对应的表面,有与机翼衬层 4 前端配合的凹槽,并且该凹槽与机翼衬层的前端点焊连接。前缘加固件的其余两个表面为平面,并且前述两个表面分别与机翼衬层 4 的两个外表面贴合并点焊固定。

[0045] 上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 均为纸蜂窝结构,其外形呈平行四边形,并且上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的方向相反。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 的厚度为 10 毫米。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 同一侧顶角的两个边分别与前缘加固件 3 与平尾蒙皮 1 的表面贴合并胶结固定。上蜂窝芯层 2 和下蜂窝芯层 5 另一侧的顶角的两个边分别与平尾蒙皮 1 和机翼衬层 4 的表面贴合并胶结固定。

[0046] 机翼衬层 4 用 5mm 的铝合金制成,其外形呈“V”形,同机翼前缘处的外形。该机翼衬层 4 的前端与前缘加固件 3 表面的凹槽配合,机翼衬层 4 的尾端至机翼腹板处。机翼衬层 4 与翼肋之间通过角片铆接固定。

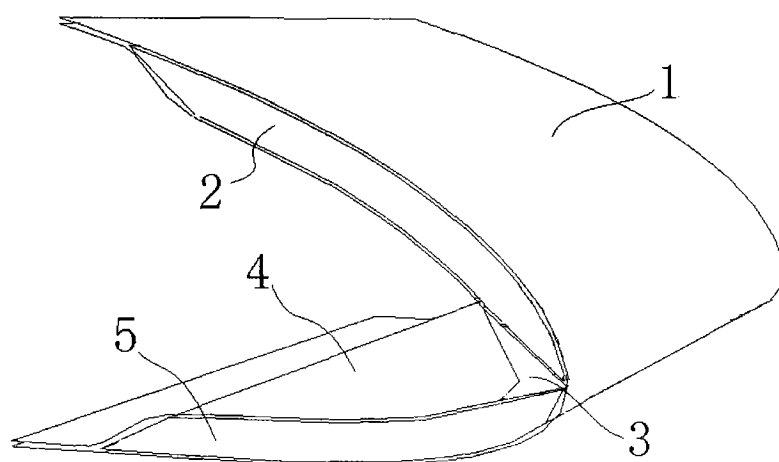


图 1

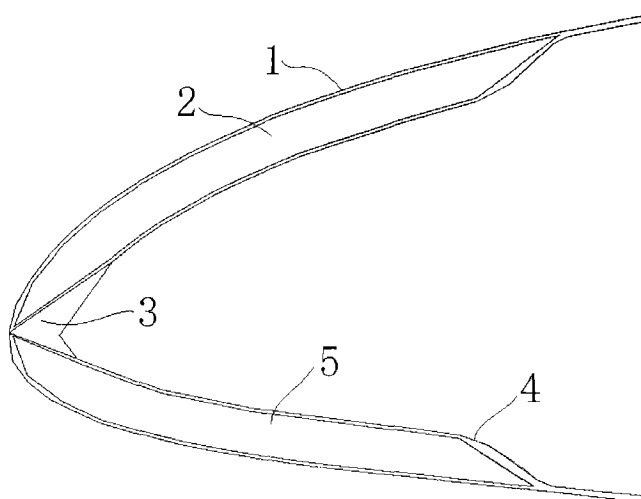


图 2

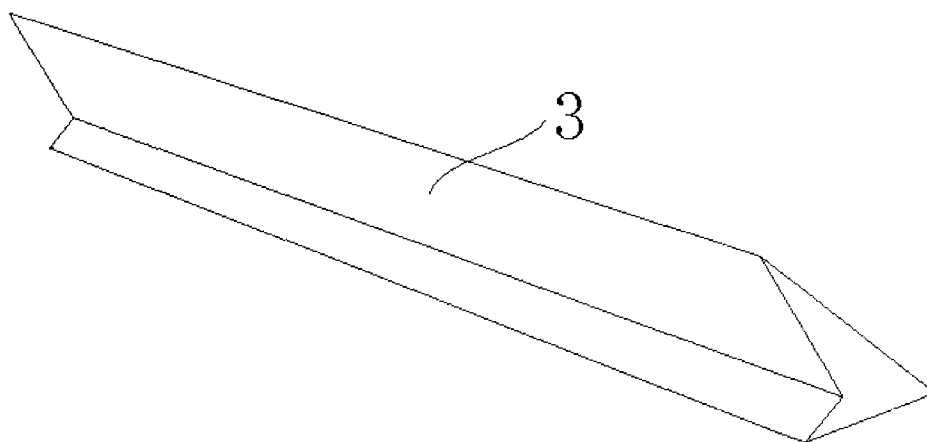


图 3

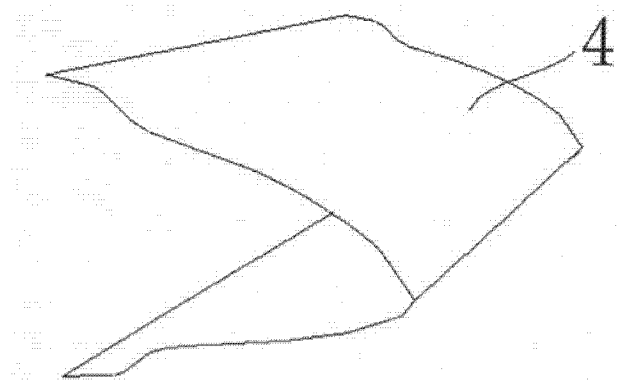


图 4

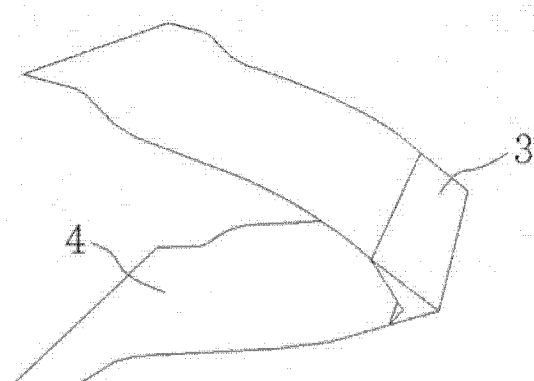
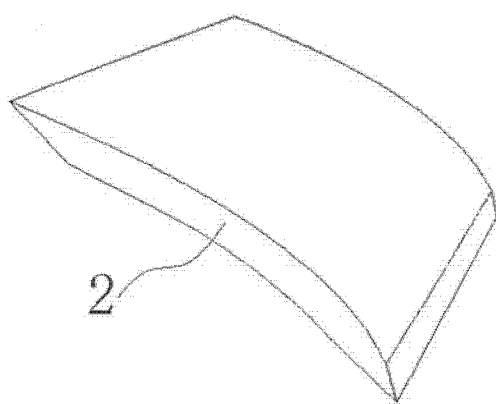
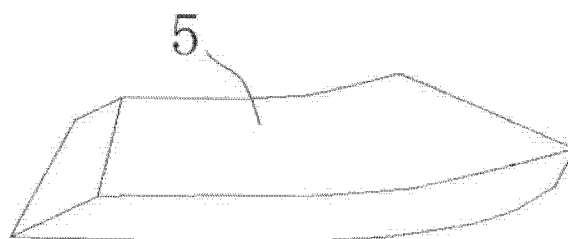


图 5



(a)



(b)

图 6

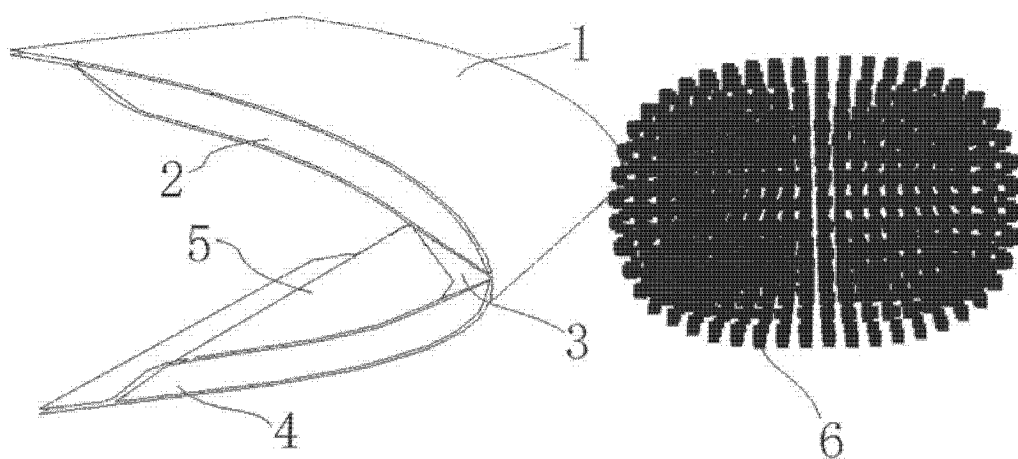


图 7

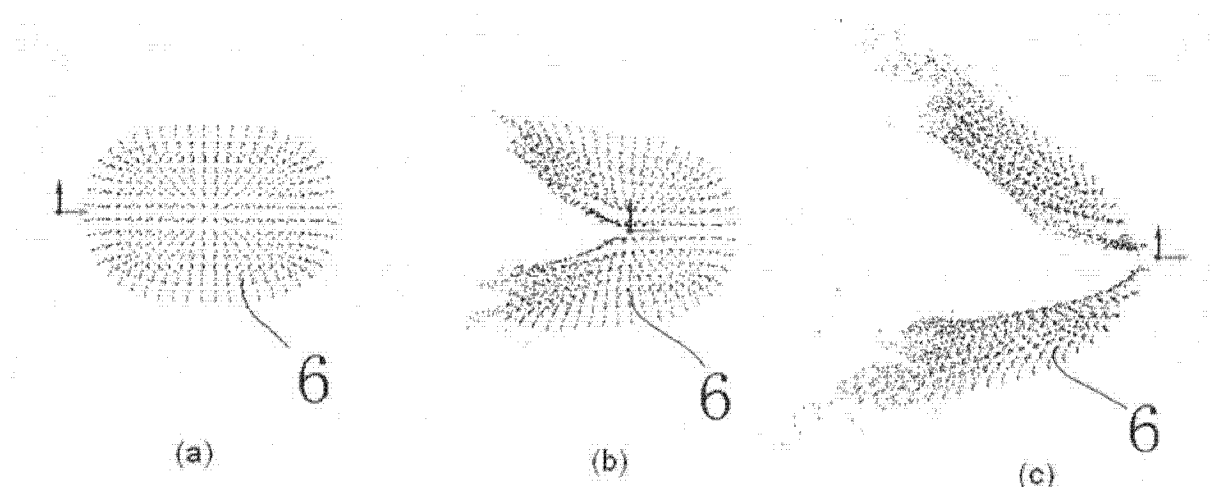


图 8

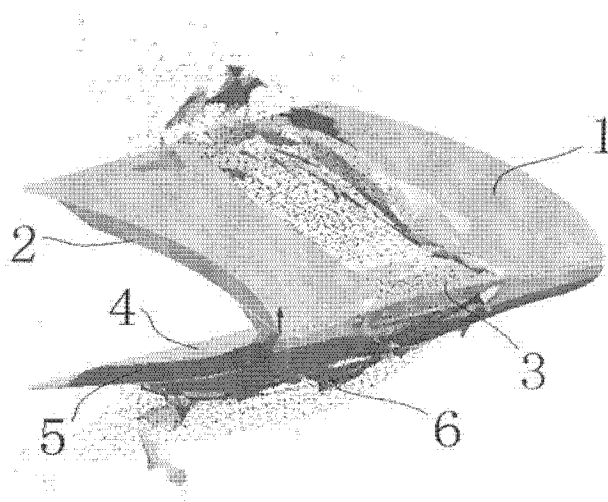


图 9

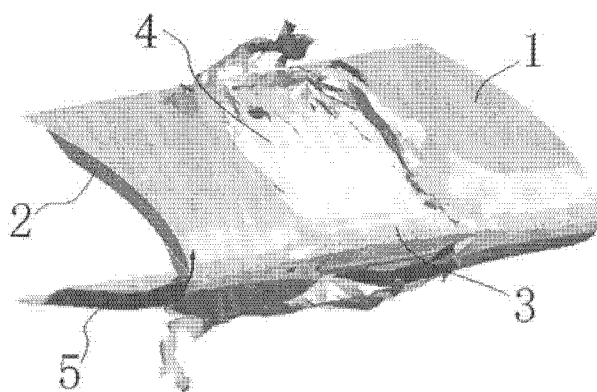


图 10

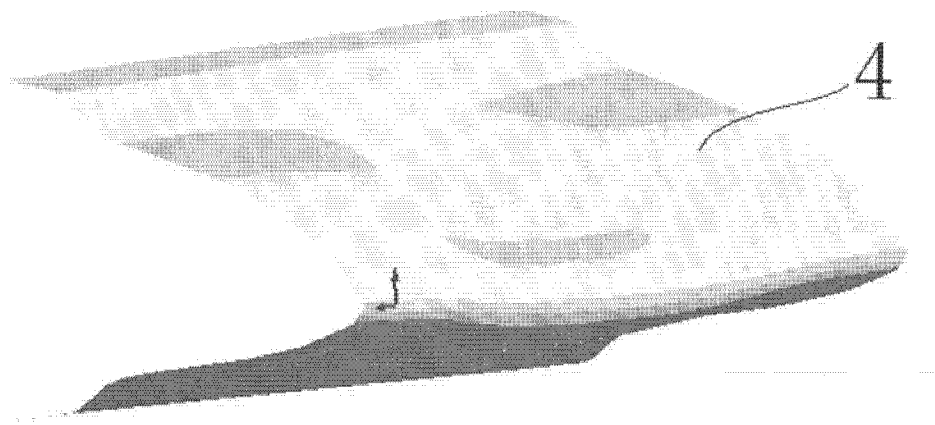


图 11