



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112644688 B

(45) 授权公告日 2024. 07. 30

(21) 申请号 202011622877.6

(22) 申请日 2020.12.31

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 112644688 A

(43) 申请公布日 2021.04.13

(73) 专利权人 中国商用飞机有限责任公司  
地址 200126 上海市浦东新区世博大道  
1919号

专利权人 中国商用飞机有限责任公司上海  
飞机设计研究院

(72) 发明人 王文虎 徐康乐 杨铭铭 谢里  
王鉴

(74) 专利代理机构 北京市金杜律师事务所  
11256

专利代理师 易咏梅 蔡勇

(51) Int. Cl.

B64C 3/36 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 102056796 A, 2011.05.11

CN 111717368 A, 2020.09.29

US 2014255184 A1, 2014.09.11

US 4017041 A, 1977.04.12

审查员 白峰

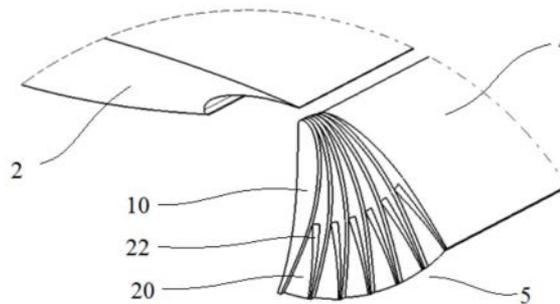
权利要求书1页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

一种飞机机翼

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机机翼,飞机机翼包括位于其侧缘的降噪装置,所述降噪装置包括多个刚性板件和柔性薄膜。所述多个刚性板件的一端叠置并通过销轴构件连接在一起,从而使得所述多个刚性板件能够以折扇的形式绕所述销轴构件在展开状态和收拢状态之间转变,其中,在所述收拢状态,多个所述刚性板件的每一个的外周边轮廓与所述飞机机翼的外轮廓相符,从而和飞机机翼的外轮廓形成为流线型轮廓。所述柔性薄膜连接所述多个刚性板件中相邻的刚性板件。



1. 一种飞机机翼,其特征在于,所述飞机机翼包括位于其侧缘的降噪装置(5),所述降噪装置(5)包括:

多个刚性板件(10),所述多个刚性板件(10)的一端叠置并通过销轴构件连接在一起,从而使得所述多个刚性板件(10)能够以折扇的形式绕所述销轴构件在展开状态和收拢状态之间转变,其中,在所述收拢状态,多个所述刚性板件(10)的每一个的外周边轮廓与所述飞机机翼的外轮廓相符,从而和飞机机翼的外轮廓形成为流线型轮廓;

柔性薄膜(20),所述柔性薄膜(20)连接所述多个刚性板件(10)中相邻的刚性板件(10);以及

驱动机构,所述驱动机构被构造成能够驱动所述多个刚性板件(10)绕所述销轴构件枢转,以使得所述多个刚性板件(10)在所述展开状态和收拢状态之间转变,

其中,所述柔性薄膜(20)分别交错地粘贴在相邻的刚性板件(10)的朝向彼此的表面上,并且

其中,所述相邻的刚性板件(10)的朝向彼此的至少一个表面上设有用于容纳所述柔性薄膜(20)的凹槽(22)。

2. 根据权利要求1所述的飞机机翼,其特征在于,所述多个刚性板件(10)沿所述飞机机翼的翼展方向依次叠置。

3. 根据权利要求1或2所述的飞机机翼,其特征在于,当所述降噪装置(5)处于展开状态时,相邻的刚性板件(10)在飞机机翼的翼展方向上彼此重合的面积不小于刚性板件(10)在翼展方向上的投影面积的三分之一。

4. 根据权利要求1或2所述的飞机机翼,其特征在于,所述销轴构件的轴线方向与飞机机翼的翼展方向共轴或平行。

5. 根据权利要求1所述的飞机机翼,其特征在于,所述驱动机构包括供电单元以及与供电单元电力连接的形状记忆合金件,其中,所述形状记忆合金件连接各个刚性板件(10),并且被配置成在所述供电单元向所述形状记忆合金件供电时使得刚性板件(10)处于展开状态或收拢状态。

6. 根据权利要求5所述的飞机机翼,其特征在于,所述形状记忆合金件固定在所述刚性板件(10)远离其枢转中心轴线的末端面上。

7. 根据权利要求1所述的飞机机翼,其特征在于,各个所述刚性板件(10)被构造成能够朝飞机机翼的下方旋转。

8. 根据权利要求1或2所述的飞机机翼,其特征在于,所述飞机机翼是飞机主机翼或飞机襟翼(4)。

9. 根据权利要求1或2所述的飞机机翼,其特征在于,叠置的所述多个刚性板件(10)在飞机机翼的翼展方向的延伸长度L1为:

$$1/10*L2 \leq L1 \leq 1/2*L2,$$

其中,L2是所述飞机机翼的侧缘位置处的弦长。

## 一种飞机机翼

### 技术领域

[0001] 本发明涉及飞机设备领域,特别涉及一种飞机机翼。

### 背景技术

[0002] 民用飞机噪声受到适航条例限制而面临迫切的降噪需求。特别是,位于飞机机翼的主机翼、主机翼后缘位置的襟翼的侧缘位置容易在飞机升降、变向过程中产生集中的噪声。

[0003] 现有的技术中存在各式各样的机翼降噪设备。例如,文献US 2012/0153086 A1公开了一种用于降噪的弹性可变形襟翼侧缘装置。该襟翼侧缘装置10可参见图1、2所示,其实际上为连接襟翼侧缘和飞机主翼100之间的弹性连接件10。在飞机襟翼102如图2所示展开时,弹性连接件10发生变形,进而使得弹性连接件10形成具有降噪效果的侧缘遮挡结构。

[0004] 然而,如本领域技术人员熟知,飞机展开襟翼是用于改变机翼上下表面之间的压力差,进而调节飞机升力。襟翼的展开状态是否稳定会在很大程度上影响飞行的飞行状态。针对如图1、2所示的这种降噪结构,由于弹性连接件不允许被设置成具有较大伸展性的材料件,因此,倘若弹性连接件在翼展方向上的长度太小,飞机襟翼的驱动机构需要施加较大的力以拉伸弹性连接件,从而将飞机襟翼调节到最大角度。此时弹性连接件很可能因承受较大的拉力而出现断裂现象。此外,弹性连接件由于覆盖较大面积,其会很大程度上影响飞机襟翼的升力调节效果。这使得降噪结构获得较好的降噪结果的同时牺牲了飞机襟翼的操控性能。

[0005] 倘若飞机弹性连接件在翼展方向上的长度太大,在飞机襟翼调节到较小角度时,弹性连接件将处于松弛状态。此时,飞机襟翼处的扰流将促使弹性连接件出现剧烈的震荡,进而带动飞机襟翼甚至飞机主机翼发生振动,这将严重影响飞机的正常航行。

[0006] 因此,有必要对现有的飞机机翼降噪装置进行改进。

### 发明内容

[0007] 本发明的目的之一在于提供一种飞机机翼,该飞机机翼具备良好的降噪效果。

[0008] 本发明的目的是通过如下技术方案实现的:飞机机翼包括位于其侧缘的降噪装置,所述降噪装置包括多个刚性板件和柔性薄膜。所述多个刚性板件的一端叠置并通过销轴构件连接在一起,从而使得所述多个刚性板件能够以折扇的形式绕所述销轴构件在展开状态和收拢状态之间转变,其中,在所述收拢状态,多个所述刚性板件的每一个的外周边轮廓与所述飞机机翼的外轮廓相符,从而和飞机机翼的外轮廓形成为流线型轮廓。所述柔性薄膜连接所述多个刚性板件中相邻的刚性板件。

[0009] 在上述飞机机翼中,降噪装置的刚性板件具有和飞机机翼的外轮廓相符的外周边轮廓,因此其可以视为用作保证飞机具备升降功能的飞机机翼的组成部分。降噪装置因此不会给飞机带来明显的增重负担。此外,用于连接各个刚性板件的柔性薄膜具有较小尺寸,柔性构件在刚性杆件的展开状态和收拢状态转变过程中的总体变形量较小,柔性构件尺寸

不会对降噪效果带来明显影响。由于各个刚性板件之间通过柔性构件连接,刚性板件能够在整体上抑制襟翼侧缘涡流的强度,大幅改善襟翼侧缘的流场环境,使得降噪装置具有良好的降噪效果。

[0010] 作为优选,所述降噪装置还包括驱动机构,所述驱动机构被构造成能够驱动所述多个刚性板件绕所述销轴构件枢转,以使得所述多个刚性板件在所述展开状态和收拢状态之间转变。

[0011] 作为优选,所述多个刚性板件沿所述飞机机翼的翼展方向依次叠置。

[0012] 作为优选,所述柔性薄膜分别交错地粘贴在相邻的刚性板件的朝向彼此的表面上。

[0013] 作为优选,所述相邻的刚性板件的朝向彼此的至少一个表面上设有用于容纳所述柔性薄膜的凹槽。

[0014] 作为优选,当所述降噪装置处于展开状态时,相邻的刚性板件在飞机机翼的翼展方向上彼此重合的面积不小于刚性板件在翼展方向上的投影面积的三分之一。

[0015] 作为优选,所述销轴构件的轴线方向与飞机机翼的翼展方向共轴或平行。

[0016] 作为优选,所述驱动机构包括供电单元以及与供电单元电力连接的形状记忆合金件,其中,所述形状记忆合金件连接各个刚性板件,并且被配置成在所述供电单元向所述形状记忆合金件供电时使得刚性板件处于展开状态或收拢状态。

[0017] 作为优选,所述形状记忆合金件固定在所述刚性板件远离其枢转中心轴线的末端面上。

[0018] 作为优选,各个所述刚性板件被构造成能够朝飞机机翼的下方旋转。

[0019] 作为优选,所述飞机机翼是飞机主机翼或飞机襟翼。

[0020] 作为优选,叠置的所述多个刚性板件在飞机机翼的翼展方向的延伸长度 $L_1$ 为:

[0021]  $1/10*L_2 \leq L_1 \leq 1/2*L_2$ ,

[0022] 其中, $L_2$ 是所述飞机机翼的侧缘位置处的弦长。

[0023] 在符合本领域常识的基础上,上述各优选实施方式,可任意组合,即得本发明各较佳实例。通过阅读下列的附图和详细描述本领域技术人员可理解本发明的其他系统、方法、特征和优点。目的是所有这种额外的系统、方法、特征和优点包括在本说明书中和本发明内容中,且包括在本发明的范围内,并被所附权利要求保护。

## 附图说明

[0024] 为了更好地理解本发明的上述及其他目的、特征、优点和功能,可以参考附图中所示的优选实施方式。附图中相同的附图标记指代相同的部件。本领域技术人员应该理解,附图旨在示意性地阐明本发明的优选实施方式,对本发明的范围没有任何限制作用,图中各个部件并非按比例绘制。

[0025] 图1为现有技术中具有降噪机构的飞机襟翼的结构示意图。

[0026] 图2为飞机襟翼展开的结构示意图。

[0027] 图3为飞机机翼的结构示意图。

[0028] 图4为降噪装置处于展开状态的飞机襟翼的结构示意图。

[0029] 图5为图4所示的飞机襟翼的局部放大图

[0030] 图6为降噪装置处于收拢状态的飞机襟翼的结构示意图。

### 具体实施方式

[0031] 接下来将参照附图详细描述本发明的发明构思。这里所描述的仅仅是根据本发明的优选实施方式,本领域技术人员可以在所述优选实施方式的基础上想到能够实现本发明的其他方式,所述其他方式同样落入本发明的范围。在以下的具体描述中,例如“上”、“下”、“内”、“外”、“纵”、“横”等方向性的术语,参考附图中描述的方向使用。本发明的实施例的部件可被置于多种不同的方向,方向性的术语是用于示例的目的而非限制性的。

[0032] 在本文中,飞机长度方向,也即飞机的飞行方向、纵向方向,记为卡迪尔坐标系的X轴方向;飞机的翼展方向,也即飞机的横向方向,记为Y轴方向;飞机机身的高度方向记为Z轴方向。飞机的各个方向可参照图3所示的坐标系进行理解。在飞机飞行方向上对应于飞机驾驶舱的一侧记为“前”侧,对应于飞机尾部的一侧记为“后侧”。

[0033] 参见图3所示的飞机机翼的总体结构。飞机机翼被安置在飞机机身1的左、右两侧。飞机机翼由构成主体的飞机主机翼2、位于飞机前缘侧的缝翼3、位于后缘侧的飞机襟翼4。飞机襟翼4绕翼展方向(Y)可枢转地安装在主机翼2的后缘侧,从而调节飞机的升力。飞机襟翼4的枢转中心轴可选地设置在飞机襟翼4内部靠近主机翼2的一侧上。此外,飞机襟翼4还可通过多连杆机构与主机翼2连接,并通过多连杆机构内部的各连杆的铰接动作使得飞机襟翼4绕主机翼2转动。在此情况下,飞机襟翼4具有变化的枢转中心轴线,且该枢转中心轴线一般地位于飞机襟翼4外部。

[0034] 在图3所示的实施方式中,主机翼2的后缘设有两个在翼展方向上彼此隔开的两个飞机襟翼4,二者之间具有较小的间隙。在其他实施方式中,飞机襟翼4可选择性地设置1个或3个。

[0035] 在飞机襟翼4如图3所示处于从主机翼2内部伸出的展开状态下,飞机襟翼4在翼展方向上的侧缘与主机翼2的后缘的连接处S1形成不连续表面。受扰流作用,飞机机翼在此处S1容易产生较大的噪音。此外,在主机翼2的翼展方向的末端S2,也容易产生较大的噪音。为了减少图3所示的S1处以及S2处容易出现的噪音,本公开的发明人设计了如下文描述的降噪装置5。在下文中以位于飞机襟翼4的侧缘处的降噪装置5为例示出了飞机机翼上的降噪装置5的结构、原理。位于飞机襟翼4的侧缘S1处的降噪装置5和位于主机翼2在翼展方向的末端S2的降噪装置5,二者具有基本相同的结构、原理。下文以在其翼展方向的侧缘上设有降噪装置5的飞机襟翼4为例进行说明。

[0036] 参见图4-6所示,其中,图4所示的飞机襟翼4的降噪装置5处于展开状态;图5示出了图4的降噪装置5的放大图;图6所示的飞机襟翼4的降噪装置5处于收拢状态。如图4-6所示,飞机襟翼4包括位于其侧缘的降噪装置5,降噪装置5被构造成能够从形成在飞机襟翼4侧缘的凹槽22中旋出展开和旋入收回。

[0037] 飞机襟翼4包括位于其侧缘的降噪装置5,降噪装置5包括多个刚性板件10和柔性薄膜20。刚性板件10的数量可以如图4-6所示的被设定为7个,或其他未示出的6个、8个等。多个刚性板件10的一端叠置并通过销轴构件连接在一起,从而使得多个刚性板件10能够以折扇的形式绕销轴构件在展开状态和收拢状态之间转变,其中,在收拢状态,多个刚性板件10的每一个的外周边轮廓与飞机襟翼的外轮廓相符,从而和飞机襟翼的外轮廓形成为流线

型轮廓。

[0038] 多个刚性板件10沿飞机襟翼4的翼展方向依次叠置。根据一些事实方式,叠置的多个刚性板件10在飞机襟翼4的翼展方向的延伸长度L1应满足:

[0039]  $1/10*L2 \leq L1 \leq 1/2*L2$ ,

[0040] 其中,L2是飞机襟翼4的侧缘位置处的弦长。通过这种设置,由多个刚性板件10组成的降噪装置5能在取得良好的降噪效果的同时而不影响飞机襟翼4的动力性能。

[0041] 多个刚性板件10的销轴构件的轴线方向优选地被设置成与飞机襟翼4的翼展方向共轴或平行。进一步地,销轴构件的轴线可选地被设置成与飞机襟翼4的枢转轴线同轴,或者如图4所示地,邻近飞机襟翼4的枢转中心轴线,由此改善降噪装置5的降噪效果。

[0042] 各个刚性板件10被构造成能够朝飞机襟翼4的下方(-Z轴方向)旋转。根据本公开,优选地,各个刚性板件10在图4、5所示的处于最大展开角度的展开状态下,降噪装置5的所有刚性板件10在翼展方向Y上形成不大于45°的扇形面。该扇形面可选地具有30°、40°等的中心角。这种布置形式的降噪装置5可避免飞机襟翼4在实现其降噪效果的同时保证其飞机襟翼4的正常抬升飞机的功能。

[0043] 为了在图6所示的常规收拢状态中,气流不从相邻的刚性板件10之间穿过,根据本公开的一个实施方式,各个刚性板件10在翼展方向上彼此紧密地贴合。优选地,刚性板件10朝向彼此的表面形成斜面,该斜面与刚性构件的转动中心轴不垂直。由此,这使得气流更不易于从相邻的刚性板件10之间穿过。

[0044] 各个刚性板件10之间通过图4、5的柔性薄膜20进行连接。柔性薄膜20分别交错地粘贴在相邻的刚性板件10的朝向彼此表面上。此时,每个柔性薄膜20仅用作连接相邻的2个刚性板件10,柔性薄膜20将具有更小的尺寸,更不易于在长期使用后出现明显的不可逆变形。

[0045] 根据本公开,当降噪装置5处于展开状态时,相邻的刚性板件10在飞机机翼的翼展方向Y上彼此重合的面积不小于刚性板件10在翼展方向Y上的投影面积的三分之一。在将多个刚性板件10设定成在翼展方向Y上形成不大于45°的扇形面的前提下,刚性板件10的数量应不小于5个。

[0046] 在降噪装置5的展开状态下,柔性薄膜20将占据最大的面积和襟翼弦向方向的最大长度。根据本公开,柔性薄膜20从刚性板件10中远离位于其转动中心的根部的末梢部开始延伸。在弦向方向上,薄膜的延伸长度可选地为襟翼弦长的1/5-1/3之间,柔性薄膜20在此情况具有相对较小的面积,不易于出现剧烈的变形情况。

[0047] 如上文所述,本公开的降噪装置5被用作飞机襟翼4(机翼)的外形轮廓的一部分,各刚性板件10之间被设置成能够尽可能地彼此贴合。为此,在本公开的一个实施方式中,相邻的刚性板件10的朝向彼此的至少一个表面上设有用于容纳柔性薄膜20的凹槽22。当降噪装置5处于图6所示的收拢状态时,柔性薄膜20被相应的刚性板件10带动并收纳在凹槽22内。因此,在图6的收拢状态下,噪音装置也具有相对平滑的机翼外轮廓形状。

[0048] 根据本公开的刚性板件10绕其销轴构件的转动由驱动机构来驱动。驱动机构被构造成能够驱动多个刚性板件10绕销轴构件转动,以使得多个刚性板件10在展开状态和收拢状态转换。具体地,驱动机构例如可以是常规的齿轮驱动机构。

[0049] 除此之外,可替换地或可补充地,驱动机构包括供电单元以及与供电单元电力连

接的形状记忆合金件。其中,形状记忆合金件连接各个刚性板件10,并且被配置成在供电单元向形状记忆合金件供电时使其发生形变,进而使得刚性板件10处于展开状态或收拢状态。在第一实施方式中,形状记忆合金件固定在刚性板件10远离其销轴构件的末端面上。形状记忆合金件可以是单一的构件,其在末端面串联所有的刚性板件10,在通电状态或断电状态下,形状记忆合金件展开成如图5所示的,由所有刚性板件10的径向外端面限定的圆弧形形状。

[0050] 在第二实施方式中,形状记忆合金件仅与处于叠置状态的多个刚性板件10的上、下端的刚性板件10连接。与第一实施方式相似,在形状记忆合金件被通电后,降噪装置5也能进入如图4、5所示的展开状态。

[0051] 在第三实施方式中,驱动机构包括多个形状记忆合金件。在刚性板件10的叠置方向上,相邻的两个或更多的刚性板件10由对应的单个形状记忆合金件控制动作。在形状记忆合金件连接3个或更多的刚性板件10的情况下,该形状记忆合金件可采用如第一实施方式的方式连接所有由其控制的刚性板件10,或者如第二实施方式的方式,连接由其控制且分别位于叠置方向的上、下两端的刚性板件10。基于第一实施方式、第二实施方式的,降噪装置5同样可通过控制驱动机构而在收拢状态和展开状态之间转换。与第一、第二实施方式不同的是,在该实施方式中,降噪装置5可更精准、独立地控制各个刚性板件10是否需要转动。

[0052] 在上述飞机襟翼4中,降噪装置5的刚性板件10具有和飞机襟翼4的外轮廓相符的外周边轮廓,因此其可以视为用作保证飞机具备升降功能的飞机襟翼4的组成部分。降噪装置5因此不会给飞机带来明显的增重负担。此外,用于连接各个刚性板件10的柔性薄膜20具有较小尺寸,柔性薄膜20在刚性板件10的展开状态和收拢状态转变过程中的总体变形量较小,柔性薄膜20尺寸不会对降噪效果带来明显影响。由于各个刚性板件10之间通过柔性薄膜20连接,刚性板件10能够在整体上抑制襟翼侧缘涡流的强度,大幅改善襟翼侧缘的流场环境,使得降噪装置5具有良好的降噪效果。

[0053] 如上文所述,尽管图4-6仅示出了设置在飞机襟翼4的降噪装置5,事实上,该降噪装置5可同样被布置在飞机主机翼。布置在飞机主机翼的降噪装置5具有和设置在飞机襟翼4的降噪装置5的相似结构和功能,在此不再赘述。

[0054] 最后应说明的是:以上仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,对于本领域的技术人员来说,其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换,凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

[0055] 附图标记说明:

[0056] 机身:1

[0057] 主机翼:2

[0058] 缝翼:3

[0059] 飞机襟翼:4

[0060] 降噪装置:5

[0061] 刚性板件:10

[0062] 柔性薄膜:20

[0063] 凹槽:22。

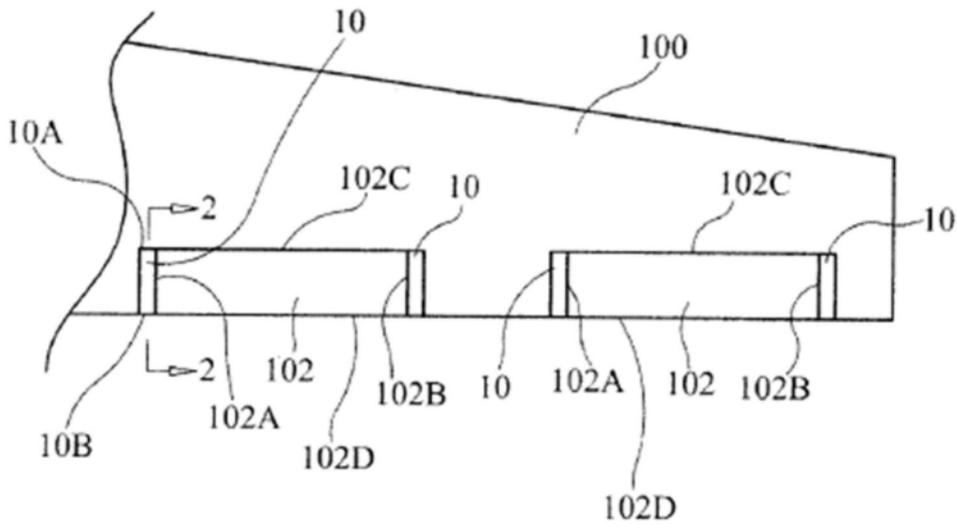


图1

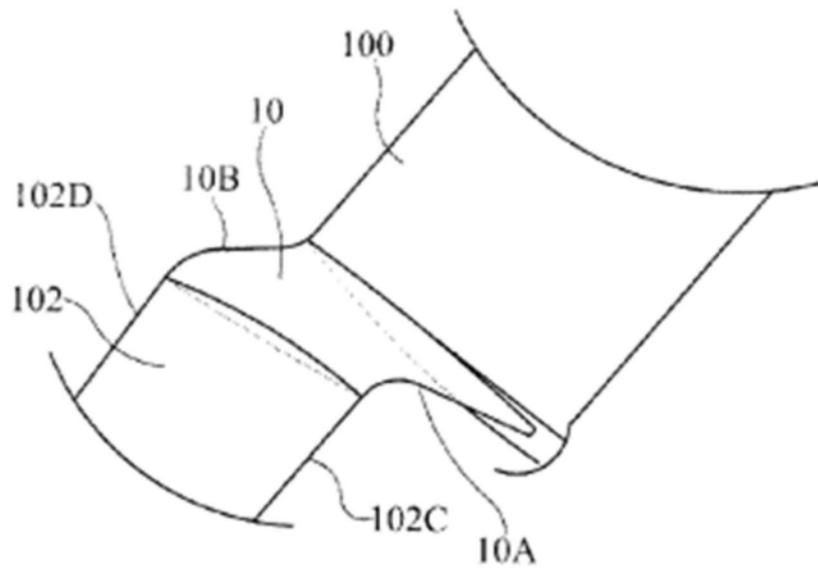


图2

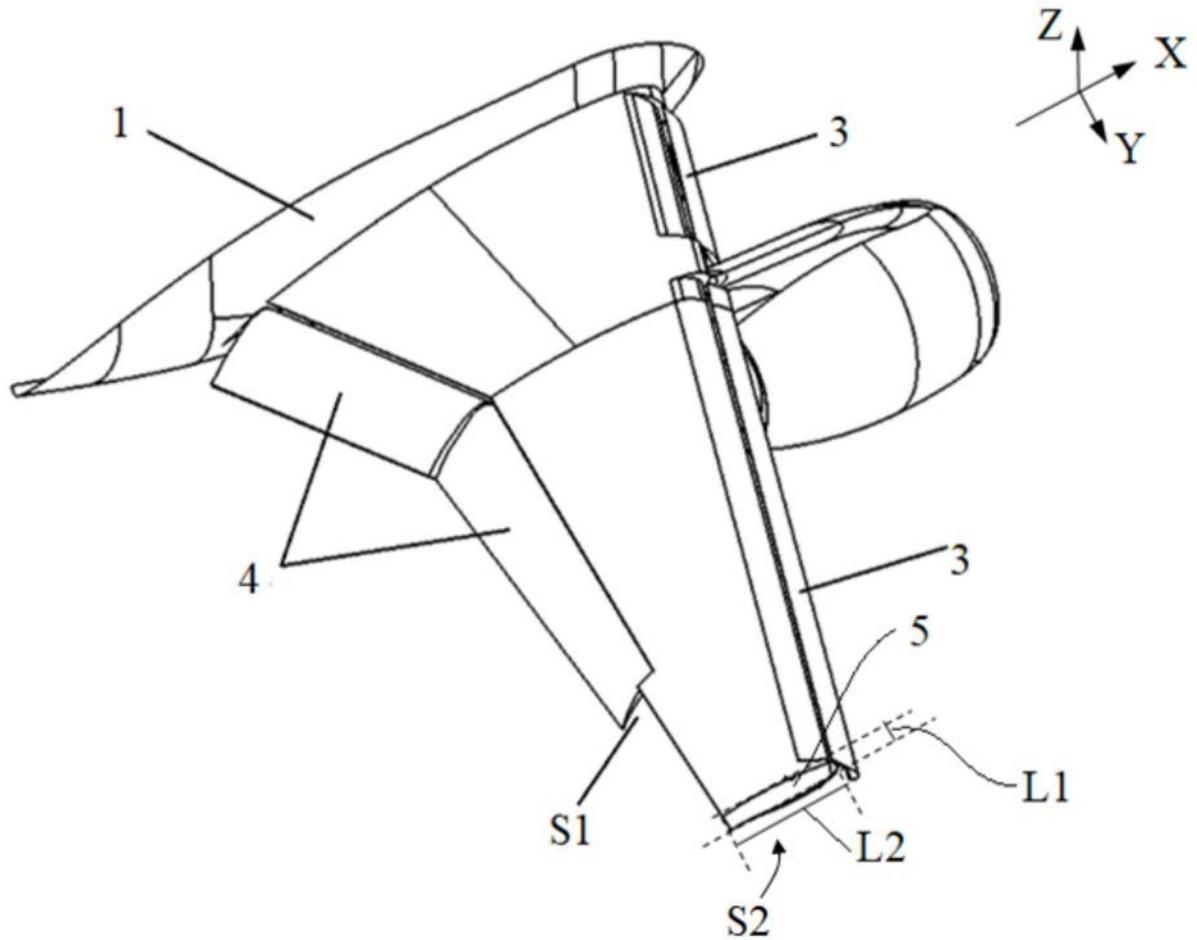


图3

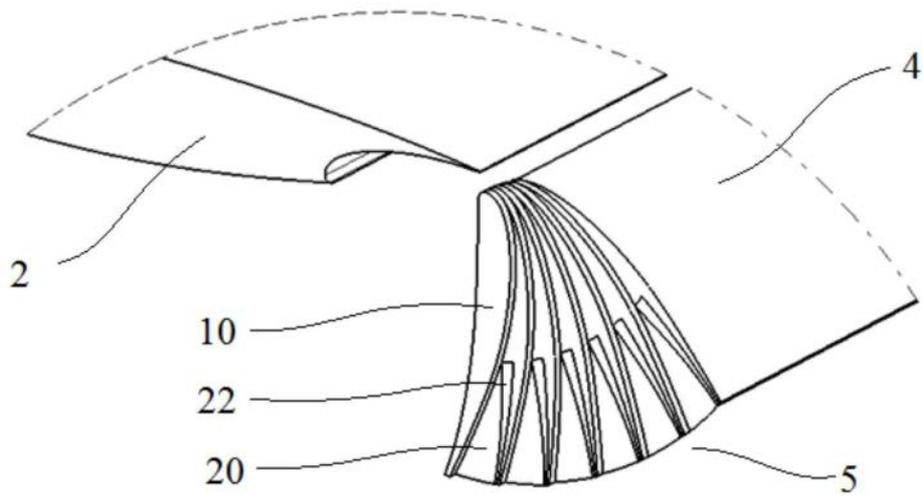


图4

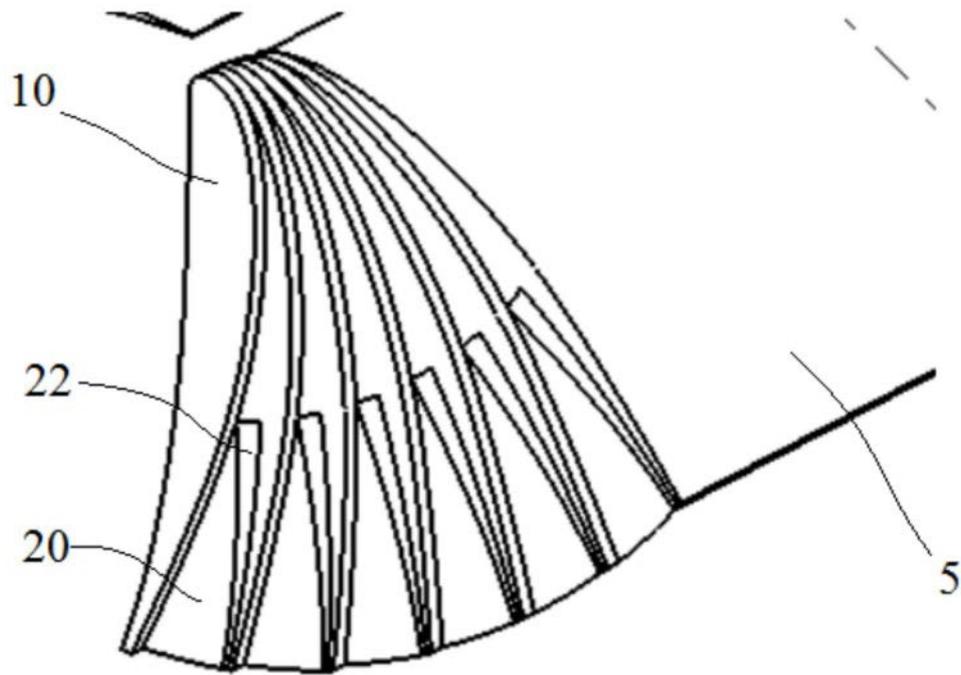


图5

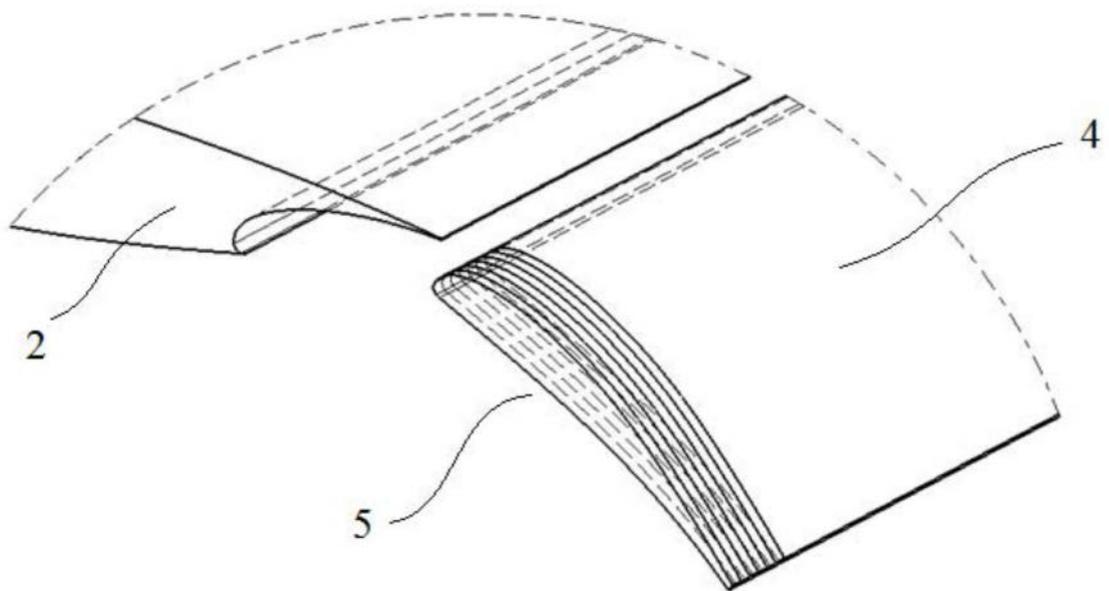


图6