



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113309736 B

(45) 授权公告日 2024.10.01

(21) 申请号 202110779049.1

F04D 29/42 (2006.01)

(22) 申请日 2021.07.09

F04D 29/66 (2006.01)

F24C 15/20 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 113309736 A

(56) 对比文件

CN 101255873 A, 2008.09.03

CN 110566503 A, 2019.12.13

CN 111120401 A, 2020.05.08

CN 215293004 U, 2021.12.24

(43) 申请公布日 2021.08.27

(73) 专利权人 杭州老板电器股份有限公司

地址 310000 浙江省杭州市余杭区余杭经

济开发区临平大道592号

审查员 罗行

(72) 发明人 任富佳 鲍明 郑桐福 孟君

余国成 周海昕

(74) 专利代理机构 北京超成律师事务所 11646

专利代理师 孔默

(51) Int. Cl.

F04D 29/30 (2006.01)

F04D 17/16 (2006.01)

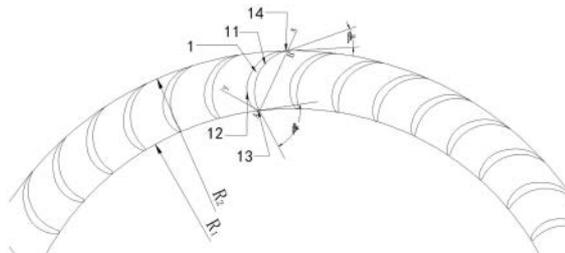
权利要求书3页 说明书10页 附图3页

(54) 发明名称

一种叶片、叶轮、离心风机、吸油烟机及叶片设计方法

(57) 摘要

本发明涉及动力设备技术领域,尤其是涉及一种叶片、叶轮、离心风机、吸油烟机及叶片设计方法。本发明提供的叶片,包括叶片本体,叶片本体包括首尾顺次连接的第一前缘、第一压力面、第一后缘和第一吸力面,第一压力面具有第一压力面型线,第一吸力面具有第一吸力面型线,第一压力面型线为圆弧曲线;设定参考翼型,叶片本体沿弦长的相对厚度分布与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同。叶片本体相当于圆弧板叶片在压力面上单侧叠加所选取的参考翼型的相对厚度所形成,叶片本体具有所设定的参考翼型所具有的空气动力学特性,可以明显增强对吸力面上流动控制,有效降低叶轮流道内产生流动分离的程度,提升离心叶轮工作效率,降低涡流噪音。



1. 一种叶片,其特征在于,包括叶片本体(1),所述叶片本体(1)包括首尾顺次连接的第一前缘、第一压力面、第一后缘和第一吸力面,所述第一压力面具有第一压力面型线(12),所述第一吸力面具有第一吸力面型线(11),所述第一压力面型线(12)为圆弧曲线;

设定参考翼型,所述参考翼型为飞行器机翼上平行于飞行器对称面的剖面形状,所述叶片本体(1)沿弦长的相对厚度分布与所述参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同;

所述叶片本体(1)沿叶高方向的两端中的至少一端设置有防泄漏结构,所述防泄漏结构用于减小泄漏流量;

所述防泄漏结构包括叶尖小翼(15),所述叶尖小翼(15)包括首尾顺次连接的第二前缘(153)、第二压力面(152)、第二后缘和第二吸力面(151);

所述第一压力面与所述第二压力面(152)平齐,所述第一后缘与所述第二后缘平齐,所述第一吸力面与所述第二吸力面(151)平齐;

所述第二前缘(153)位于所述第一前缘朝向所述第一后缘的一侧,且所述第一前缘与所述第二前缘(153)之间设置有间隔,所述间隔的长度为L;

所述叶片本体(1)的弦长为M,且 $0.2 \leq L/M \leq 0.6$;

和/或,所述叶尖小翼(15)沿叶高方向的两端之间的高度为h, $0.1 \leq h/M \leq 0.4$;

所述叶片本体(1)在所述第一前缘处的厚度和形状与所述叶尖小翼(15)在所述第二前缘(153)处的厚度和形状均相同。

2. 根据权利要求1所述的叶片,其特征在于,所述叶片本体(1)向外凸起形成所述第一前缘,所述第一前缘具有第一前缘型线(13),所述第一前缘型线(13)的两端的端点与所述第一前缘型线(13)上的点连线之间形成有钝角。

3. 根据权利要求2所述的叶片,其特征在于,所述第一前缘型线(13)为圆弧曲线,且所述第一压力面型线(12)与所述第一吸力面型线(11)分别与所述第一前缘型线(13)相切。

4. 根据权利要求1所述的叶片,其特征在于,所述叶片本体(1)向外凸起形成所述第一后缘,所述第一后缘具有第一后缘型线(14),所述第一后缘型线(14)的两端的端点与所述第一后缘型线(14)上的点连线之间形成有钝角。

5. 根据权利要求4所述的叶片,其特征在于,所述第一后缘型线(14)为圆弧曲线,且所述第一压力面型线(12)与所述第一吸力面型线(11)分别与所述第一后缘型线(14)相切。

6. 根据权利要求1所述的叶片,其特征在于,所述叶片本体(1)的进口处型线的法线与叶片本体(1)的出口处型线的法线之间形成有夹角,所述夹角为中心角 θ ,且 $\theta > 90^\circ$ 。

7. 一种叶轮,其特征在于,包括多个权利要求1-6任意一项所述的叶片,多个所述叶片沿所述叶轮的周向均匀间隔设置;

还包括第一端环(2)和第二端环(4),所述第一端环(2)与所述第二端环(4)相对且间隔设置,所述叶片连接于所述第一端环(2)和所述第二端环(4),且位于所述第一端环(2)和所述第二端环(4)之间。

8. 根据权利要求7所述的叶轮,其特征在于,还包括中盘(3),所述中盘(3)设置于所述第一端环(2)与所述第二端环(4)之间,且分别与所述第一端环(2)之间和所述第二端环(4)之间形成有间隙;

所述第一端环(2)与所述中盘(3)之间设置有所述叶片,所述叶片的一端与所述第一端环(2)连接,另一端与所述中盘(3)连接;

所述第二端环(4)与所述中盘(3)之间设置有所述叶片,所述叶片的一端与所述第二端环(4)连接,另一端与所述中盘(3)连接。

9.根据权利要求8所述的叶轮,其特征在于,所述第一端环(2)与所述中盘(3)之间的所述叶片和所述第二端环(4)与所述中盘(3)之间的所述叶片相对于所述中盘(3)对称设置或相互错位设置。

10.根据权利要求7所述的叶轮,其特征在于,所述叶片本体(1)进口处型线的切线与叶轮圆周的切线的夹角为进口安装角 β_{b1} ,且 $50^\circ \leq \beta_{b1} \leq 90^\circ$;

和/或,所述叶片本体(1)出口处型线的切线与叶轮圆周的切线的夹角为出口安装角为 β_{b2} ,且 $5^\circ \leq \beta_{b2} \leq 30^\circ$ 。

11.一种离心风机,其特征在于,包括权利要求7-10任意一项所述的叶轮。

12.一种吸油烟机,其特征在于,包括权利要求11所述的离心风机。

13.一种叶片设计方法,其特征在于,用于设计权利要求1-6任意一项所述的叶片,所述叶片设计方法包括以下步骤:

确定叶片的圆弧形压力面型线的空间曲线方程;

选取参考翼型,并确定参考翼型的空间曲线方程;

换算出参考翼型沿弦长的相对厚度分布,利用空间曲线坐标换算的方法,将叶片沿弦长的相对厚度分布换算成与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,从而得到叶片的吸力面型线的空间曲线方程。

14.根据权利要求13所述的叶片设计方法,其特征在于,确定叶片的圆弧形压力面型线的空间曲线方程包括以下步骤:

根据多翼离心叶轮的前弯叶片设计方法,确定叶片的圆弧形压力面型线,叶片的压力面型线的两个端点分别为A点和B点;

以A点为原点建立XY直角坐标系,其中X轴沿A点与B点连线的延伸方向设置,换算出叶片的压力面型线的空间曲线方程为 $f_p(x)$,叶片的压力面型线的圆心点为O, O点的坐标为 (x_0, y_0) 。

15.根据权利要求14所述的叶片设计方法,其特征在于,确定参考翼型的空间曲线方程包括以下步骤:

选取叶片的参考翼型,将参考翼型按照弦长比例缩放后放置在XY直角坐标系中,并使参考翼型的前缘端点位于Y轴上,参考翼型的后缘端点与B点重合,换算出参考翼型的吸力面型线的空间曲线方程为 $f_a(x)$,参考翼型的压力面型线的空间曲线方程为 $f_b(x)$ 。

16.根据权利要求15所述的叶片设计方法,其特征在于,将叶片沿弦长的相对厚度分布换算成与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,从而得到叶片的吸力面型线的空间曲线方程包括以下步骤:

过O点做直线OE,直线OE与参考翼型的压力面型线相交于C点,直线OE与叶片的压力面型线AB相交于D点,过O点和A点作直线OA,直线OE与直线OA夹角为 θ_i ($0 \leq \theta_i \leq \theta$),确定C点的X轴坐标值 x_c ,根据 $f_a(x)$ 和 $f_b(x)$,确定X轴坐标值为 x_c 时参考翼型的压力面型线与参考翼型的吸力面型线之间的距离即线段CF的长度;

使线段DE的长度与线段CF的长度相同,以确定E点的坐标 (x_E, y_E) ;

连接通过夹角 θ_i 确定的所有E点,以得到叶片横截面的吸力面型线,以及叶片吸力面型线的空间曲线方程 $f_s(x)$ 。

17.根据权利要求16所述的叶片设计方法,其特征在于,叶片的压力面型线的空间曲线方程 $f_p(x)$ 为:

$$(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = R_b^2 (0 \leq x \leq 2R_b \sin \frac{\theta}{2});$$

R_b 为叶片的压力面型线AB的半径, θ 为叶片的压力面型线AB的中心角,

$$x_0 = R_b \times \sin \frac{\theta}{2}, y_0 = -R_b \times \cos \frac{\theta}{2};$$

参考翼型为平凸翼型,使参考翼型的压力面型线中的直线部分与X轴重合,线段AC的长度 $L_{AC} = R_b \left[\sin \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \tan \left(\frac{\theta}{2} - \theta_i \right) \right]$ 即为C点的X轴坐标值 x_c , $x_c = L_{AC} =$

$$R_b \left[\sin \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \tan \left(\frac{\theta}{2} - \theta_i \right) \right];$$

此时线段CF的长度为 $f_a(x_c)$,使线段CF的长度与线段CD长度相等得到E点的坐标 (x_E, y_E) ;

$$\text{其中: } x_E = L_{AC} - L_{EC} \times \sin \left(\frac{\theta}{2} - \theta_i \right), y_E = L_{EC} \times \cos \left(\frac{\theta}{2} - \theta_i \right)$$

$$L_{EC} = R_b \left[1 - \frac{\cos \frac{\theta}{2}}{\cos \left(\frac{\theta}{2} - \theta_i \right)} \right] + f_a(x_c)。$$

一种叶片、叶轮、离心风机、吸油烟机及叶片设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及动力设备技术领域,尤其是涉及一种叶片、叶轮、离心风机、吸油烟机及叶片设计方法。

背景技术

[0002] 目前,多翼离心风机大多采用圆弧板叶片式的离心叶轮结构。叶轮在旋转工作时,内部的运动气流因为同时受到流体粘性效应、逆压梯度以及旋转科氏力的作用影响很容易产生流动分离,形成二次涡流,导致叶轮工作效率低下,进而直接影响风机的气动性能和工作噪音。

[0003] 为解决上述问题,现有技术中采用翼型叶片的多翼离心叶轮结构,这样的叶轮在一定程度上可以改善叶轮流道内的流动特性。翼型叶片在设计时,通常采用的是在中弧线两侧叠加常规对称翼型厚度的方法。

[0004] 根据离心叶轮的基本内流理论可知,叶轮通道内的流动分离多发生在吸力面侧,而翼型的空气动力学特性又决定了所选取的翼型最大相对厚度不能过大,因此通过这样两侧叠加翼型厚度的设计方法所得到的翼型叶片对流道内吸力面上的气体流动控制不足,导致叶轮效率提升不够充分。

发明内容

[0005] 本发明的目的在于提供一种叶片,以解决现有技术中的叶轮效率提升不够充分的技术问题。

[0006] 本发明提供的一种叶片,包括叶片本体,所述叶片本体包括首尾顺次连接的第一前缘、第一压力面、第一后缘和第一吸力面,所述第一压力面具有第一压力面型线,所述第一吸力面具有第一吸力面型线,所述第一压力面型线为圆弧曲线;

[0007] 设定参考翼型,所述翼型为飞行器机翼上平行于飞行器对称面的剖面形状,所述叶片本体沿弦长的相对厚度分布与所述参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同。

[0008] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体沿叶高方向的两端中的至少一端设置有防泄漏结构,所述防泄漏结构用于减小泄漏流量。

[0009] 作为一种进一步的技术方案,所述防泄漏结构包括叶尖小翼,所述叶尖小翼包括首尾顺次连接的第二前缘、第二压力面、第二后缘和第二吸力面。

[0010] 作为一种进一步的技术方案,所述第一压力面与所述第二压力面平齐,所述第一后缘与所述第二后缘平齐,所述第一吸力面与所述第二吸力面平齐;

[0011] 所述第二前缘位于所述第一前缘朝向所述第一后缘的一侧,且所述第一前缘与所述第二前缘之间设置有间隔,所述间隔的长度为L。

[0012] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体的弦长为M,且 $0.2 \leq L/M \leq 0.6$ 。

[0013] 作为一种进一步的技术方案,所述叶尖小翼沿叶高方向的两端之间的高度为h, $0.1 \leq h/M \leq 0.4$ 。

[0014] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体在所述第一前缘处的厚度和形状与所述叶尖小翼在所述第二前缘处的厚度和形状均相同。

[0015] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体向外凸起形成所述第一前缘,所述第一前缘具有第一前缘型线,所述第一前缘型线的两端的端点与所述第一前缘型线上的点连线之间形成有钝角。

[0016] 作为一种进一步的技术方案,所述第一前缘型线为圆弧曲线,且所述第一压力面型线与所述第一吸力面型线分别与所述第一前缘型线相切。

[0017] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体向外凸起形成所述第一后缘,所述第一后缘具有第一后缘型线,所述第一后缘型线的两端的端点与所述第一后缘型线上的点连线之间形成有钝角。

[0018] 作为一种进一步的技术方案,所述第一后缘型线为圆弧曲线,且所述第一压力面型线与所述第一吸力面型线分别与所述第一后缘型线相切。

[0019] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体的进口处型线的法线与叶片本体的出口处型线的法线之间形成有夹角,所述夹角为中心角 θ ,且 $\theta > 90^\circ$ 。

[0020] 本发明提供一种叶轮,包括所述的叶片,多个所述叶片沿所述叶轮的周向均匀间隔设置;

[0021] 还包括第一端环和第二端环,所述第一端环与所述第二端环相对且间隔设置,所述叶片连接于所述第一端环和所述第二端环,且位于所述第一端环和所述第二端环之间。

[0022] 作为一种进一步的技术方案,还包括中盘,所述中盘设置于所述第一端环与所述第二端环之间,且分别与所述第一端环和所述第二端环形成有间隙;

[0023] 所述第一端环与所述中盘之间设置有所述叶片,所述叶片的一端与所述第一端环连接,另一端与所述中盘连接;

[0024] 所述第二端环与所述中盘之间设置有所述叶片,所述叶片的一端与所述第二端环连接,另一端与所述中盘连接。

[0025] 作为一种进一步的技术方案,所述第一端环与所述中盘之间的所述叶片和所述第二端环与所述中盘之间的所述叶片相对于所述中盘对称设置或相互错位设置。

[0026] 作为一种进一步的技术方案,所述叶片本体进口处型线的切线与叶轮圆周的切线的夹角为进口安装角 β_{b1} ,且 $50^\circ \leq \beta_{b1} \leq 90^\circ$;

[0027] 和/或,所述叶片本体出口处型线的切线与叶轮圆周的切线的夹角为出口安装角为 β_{b2} ,且 $5^\circ \leq \beta_{b2} \leq 30^\circ$ 。

[0028] 本发明提供一种离心风机,包括所述的叶轮。

[0029] 本发明提供一种吸油烟机,包括所述的离心风机。

[0030] 本发明提供一种叶片设计方法,包括以下步骤:

[0031] 确定叶片的圆弧形压力面型线的空间曲线方程;

[0032] 选取参考翼型,并确定参考翼型的空间曲线方程;

[0033] 换算出参考翼型沿弦长的相对厚度分布,利用空间曲线坐标换算的方法,将叶片沿弦长的相对厚度分布换算成与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,从而得到叶片的吸力面型线的空间曲线方程。

[0034] 作为一种进一步的技术方案,确定叶片的圆弧形压力面型线的空间曲线方程包括

以下步骤:

[0035] 根据多翼离心叶轮的前弯叶片设计方法,确定叶片的圆弧形压力面型线,叶片的压力面型线的两个端点分别为A点和B点;

[0036] 以A点为原点建立XY直角坐标系,其中X轴沿A点与B点连线的延伸方向设置,换算出叶片的压力面型线的空间曲线方程为 $f_p(x)$,叶片的压力面型线的圆心点为O, O点的坐标为 (x_0, y_0) 。

[0037] 作为一种进一步的技术方案,确定参考翼型的空间曲线方程包括以下步骤:

[0038] 选取叶片的参考翼型,将参考翼型按照弦长比例缩放后放置在XY直角坐标系中,并使参考翼型的前缘端点位于Y轴上,参考翼型的后缘端点与B点重合,换算出参考翼型的吸力面型线的空间曲线方程为 $f_a(x)$,参考翼型的压力面型线的空间曲线方程为 $f_b(x)$ 。

[0039] 作为一种进一步的技术方案,将叶片沿弦长的相对厚度分布换算成与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,从而得到叶片的吸力面型线的空间曲线方程包括以下步骤:

[0040] 过O点做直线OE,直线OE与参考翼型的压力面型线相交于C点,直线OE与叶片的压力面型线AB相交于D点,过O点和A点作直线OA,直线OE与直线OA夹角为 θ_i ($0 \leq \theta_i \leq \theta$),确定C点的X轴坐标值 x_c ,根据 $f_a(x)$ 和 $f_b(x)$,确定X轴坐标值为 x_c 时参考翼型的压力面型线与参考翼型的吸力面型线之间的距离即线段CF的长度;

[0041] 使线段DE的长度与线段CF的长度相同,以确定E点的坐标 (x_E, y_E) ;

[0042] 连接通过夹角 θ_i 确定的所有E点,以得到叶片横截面的吸力面型线,以及叶片吸力面型线的空间曲线方程 $f_s(x)$ 。

[0043] 作为一种进一步的技术方案,叶片的压力面型线的空间曲线方程 $f_p(x)$ 为:

$$[0044] \quad (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = R_b^2 \quad (0 \leq x \leq 2R_b \sin \frac{\theta}{2});$$

[0045] R_b 为叶片的压力面型线AB的半径, θ 为叶片的压力面型线AB的中心角,
 $x_0 = R_b \times \sin \frac{\theta}{2}$, $y_0 = -R_b \times \cos \frac{\theta}{2}$;

[0046] 参考翼型为平凸翼型,使参考翼型的压力面型线中的直线部分与X轴重合,线段AC的长度 $L_{AC} = R_b \left[\sin \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \tan(\frac{\theta}{2} - \theta_i) \right]$ 即为C点的X轴坐标值 x_c ,

$$x_c = L_{AC} = R_b \left[\sin \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \tan(\frac{\theta}{2} - \theta_i) \right];$$

[0047] 此时线段CF的长度为 $f_a(x_c)$,使线段CF的长度与线段CD长度相等得到E点的坐标 (x_E, y_E) ;

$$[0048] \quad \text{其中: } x_E = L_{AC} - L_{EC} \times \sin(\frac{\theta}{2} - \theta_i), \quad y_E = L_{EC} \times \cos(\frac{\theta}{2} - \theta_i)$$

$$L_{EC} = R_b \left[1 - \frac{\cos \frac{\theta}{2}}{\cos(\frac{\theta}{2} - \theta_i)} \right] + f_a(x_c)。$$

[0049] 与现有技术相比,本发明提供的一种叶片所具有的技术优势为:

[0050] 本发明提供的叶片,包括叶片本体,叶片本体包括首尾顺次连接的第一前缘、第一压力面、第一后缘和第一吸力面,第一压力面具有第一压力面型线,第一吸力面具有第一吸

力面型线,第一压力面型线为圆弧曲线;设定参考翼型,翼型为飞行器机翼上平行于飞行器对称面的剖面形状,叶片本体沿弦长的相对厚度分布与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同。

[0051] 由于叶片本体沿弦长的相对厚度分布与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,且第一压力面型线设定为圆弧曲线,即第一压力面型线与圆弧板叶片的压力面型线相同,通过参考翼型沿弦长的相对厚度分布能够确定叶片本体沿弦长的相对厚度分布,进而确定第一吸力面型线,叶片本体与圆弧板叶片相比,只是第一吸力面的形状与圆弧板叶片的吸力面形状不同,即第一吸力面型线与圆弧板叶片的吸力面型线不同,如此,叶片本体相当于圆弧板叶片在压力面上单侧叠加所选取的参考翼型的相对厚度所形成。由于叶轮通道内的流动分离多发生在吸力面一侧,而翼型的空气动力学特性又决定了所选取的翼型最大相对厚度不能过大,此种叶片本体具有所设定的参考翼型所具有的空气动力学特性的同时,还最大限度的减小参考翼型的最大相对厚度,可以明显增强对吸力面上流动控制,有效降低叶轮通道内产生流动分离的程度,提升离心叶轮工作效率,降低涡流噪音。

[0052] 本发明的其他特征和优点将在随后的具体实施方式部分予以详细说明。

附图说明

[0053] 为了更清楚地说明本发明具体实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对具体实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施方式,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0054] 图1为本发明实施例提供的叶片的分布图;

[0055] 图2为本发明实施例提供的叶片的结构示意图;

[0056] 图3为本发明实施例提供的具有叶尖小翼的叶片的结构示意图;

[0057] 图4为本发明实施例提供的叶轮的结构示意图;

[0058] 图5为本发明实施例提供的叶轮的装配图;

[0059] 图6为图5的局部放大图。

[0060] 图标:1-叶片本体;11-第一吸力面型线;12-第一压力面型线;13-第一前缘型线;14-第一后缘型线;15-叶尖小翼;151-第二吸力面;152-第二压力面;153-第二前缘;2-第一端环;3-中盘;4-第二端环;5-离心蜗壳;6-支架;7-导风圈。

具体实施方式

[0061] 下面将结合实施例对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0062] 在本发明的描述中,需要说明的是,术语“中心”、“上”、“下”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。此外,术语“第一”、“第二”、

“第三”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0063] 在本发明的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0064] 另外,各个实施例之间的技术方案可以相互结合,但是必须是以本领域普通技术人员能够实现为基础,当技术方案的结合出现相互矛盾或无法实现时应当认为这种技术方案的结合不存在,也不在本发明要求的保护范围之内。

[0065] 下面通过具体的实施例并结合附图对本发明做进一步的详细描述。

[0066] 具体结构如图1至图6所示。

[0067] 本实施例提供一种叶片,包括叶片本体1,叶片本体1包括首尾顺次连接的第一前缘、第一压力面、第一后缘和第一吸力面,第一压力面具有第一压力面型线12,第一吸力面具有第一吸力面型线11,第一压力面型线12为圆弧曲线;

[0068] 设定参考翼型,翼型为飞行器机翼上平行于飞行器对称面的剖面形状,叶片本体1沿弦长的相对厚度分布与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同。

[0069] 相较于现有技术中的圆弧板叶片,翼型叶片通常是在中弧线两侧叠加常规对称翼型厚度,由于翼型的升阻比特性与翼型相对最大厚度直接相关,因此一般不能选取过大的最大相对厚度的翼型方案。并且,根据离心叶轮的基本内流理论可知,叶轮流道内部的运动气流同时受到流体粘性效应、逆压梯度以及旋转科氏力的作用影响,很容易产生流动分离形成二次涡流。叶轮流道内的基本运动规律决定了叶片压力面上的压力大于吸力面上的压力,即叶片吸力面上的逆压梯度更加明显,导致叶轮通道内的流动分离多发生在吸力面侧。因此通过这样两侧叠加翼型厚度的设计方法所得到的翼型叶片对流动内吸力面上的气体流动控制不足,导致叶轮效率提升不够充分。

[0070] 本实施例提供的叶片,由于叶片本体1沿弦长的相对厚度分布与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,且第一压力面型线12设定为圆弧曲线,即第一压力面型线12与圆弧板叶片的压力面型线相同,通过参考翼型沿弦长的相对厚度分布能够确定叶片本体沿弦长的相对厚度分布,进而确定第一吸力面型线11,叶片本体1与圆弧板叶片相比,只是第一吸力面的形状与圆弧板叶片的吸力面形状不同,即第一吸力面型线11与圆弧板叶片的吸力面型线不同,如此,叶片本体1相当于圆弧板叶片在压力面上单侧叠加所选取的参考翼型的相对厚度所形成。

[0071] 由于叶轮流道内的流动分离多发生在吸力面一侧,而翼型的空气动力学特性又决定了所选取的翼型最大相对厚度不能过大,此种叶片本体1在具有所设定的参考翼型所具有的空气动力学特性的同时,还最大限度的减小参考翼型的最大相对厚度,可以明显增强对吸力面上流动控制,有效降低叶轮流道内产生流动分离的程度,提升离心叶轮工作效率,降低涡流噪音。

[0072] 其中,翼型为:飞行器机翼上平行于飞行器对称面的剖面形状,也称翼剖面或叶剖面。

[0073] 翼型的吸力面型线为翼型的上表面的型线,翼型的压力面型线为翼型的下表面的

型线。

[0074] 翼型相对厚度:垂直于弦线,上下曲线最大距离,再除以弦长,称为相对厚度。

[0075] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1沿叶高方向的两端中的至少一端设置有防泄漏结构,防泄漏结构用于减小泄漏流量,本实施例中,叶片本体1的展向方向即叶高方向,也可以理解为叶片本体1的长度方向为叶高方向,设置在叶片本体1端部的防泄漏结构的最大截面积小于与其对应的叶片本体1端部的叶剖面的面积,如此,由多个叶片本体1组成的叶轮安装在蜗壳中后,叶轮的端部与导风圈7之间形成空腔,防泄漏结构随着叶轮的转动而沿该空腔的周向移动,能够在该空腔内形成一定压力可以减少泄漏,进一步提升了风机的气动性能,减少工作噪音。

[0076] 本实施例优选的,叶片本体1沿叶高方向的两端均设置于有防泄漏结构,如此,叶片本体1的进口端和出口端均能够减小或避免泄漏流量,提升气动效果。

[0077] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1的端部继续延伸形成延伸部,延伸部与叶剖面平行的剖面面积沿延伸方向逐渐变小,延伸部形成防泄漏结构且与叶片本体一体成型,结构简单,制造方便,结构强度高。本实施例不仅局限于此,延伸部也可与叶片本体为单独的两个部件相互连接。

[0078] 如图3、图4、图6所示,本实施例的可选技术方案中,所述防泄漏结构包括叶尖小翼15,叶尖小翼15包括首尾顺次连接的第二前缘153、第二压力面152、第二后缘和第二吸力面151,叶尖小翼15可以理解为比叶片本体1小的叶片结构,叶尖小翼15本身具有较好的气动性能,在减小泄漏流量的同时减小对叶片本体1气动性能的影响。

[0079] 此外,采用叶尖小翼15后,还可以进一步扩大导风圈7的进口直径,在保持防止泄漏能力的条件下进一步提升风机的气动性能。

[0080] 其中,叶尖小翼15相对于叶片本体1来说,叶尖小翼15的外轮廓尺寸较小,叶尖小翼15的外轮廓与叶片本体1的外轮廓相似。

[0081] 如图3所示,本实施例的可选技术方案中,第一压力面与第二压力面152平齐,第一后缘与第二后缘平齐,第一吸力面与第二吸力面151平齐;

[0082] 第二前缘153位于第一前缘朝向第一后缘的一侧,且第一前缘与第二前缘153之间设置有间隔,间隔的长度为L。

[0083] 本实施例中,叶尖小翼15的上表面为第二吸力面151,下表面为第二压力面152,叶片本体1的上表面为第一吸力面,下表面为第一压力面,叶尖小翼15的上表面与叶片本体1的上表面平齐,叶尖小翼15的下表面与叶片本体1的下表面平齐,叶尖小翼15与叶片本体1相对应处具有相同的厚度,保证叶片整体的空气动力学性能。同时第二前缘153位于第一前缘朝向第一后缘的一侧,且第一前缘与第二前缘153之间设置有间隔,使叶轮的端部与导风圈7之间形成空腔,减少泄漏。

[0084] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1的第一前缘与第二前缘之间的最大距离为弦长M,即叶片本体1的宽度,且 $0.2 \leq L/M \leq 0.6$ 。如此,风机的气动性能好,工作噪音低,本实施例优选的, $0.3 \leq L/M \leq 0.5$,进一步提升风机的气动性能,降低工作噪音低。

[0085] 如图3所示,本实施例的可选技术方案中,叶尖小翼15沿叶高方向的两端之间的高度为h, $0.1 \leq h/M \leq 0.4$,如此,风机的气动性能好,工作噪音低,本实施例优选的, $0.1 \leq L/h \leq 0.3$,进一步提升风机的气动性能,降低工作噪音低。

[0086] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1在第一前缘处的厚度和形状与叶尖小翼15在第二前缘153处的厚度和形状均相同,即第二前缘153的型线与第一前缘型线13的形状和尺寸相同,如此,使第一前缘与第二前缘153具有相同的空气动力学性能,减小噪音。

[0087] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1沿叶高方向的两端均一体成型有叶尖小翼15,叶尖小翼15与叶片本体1一体成型,便于制造,具有相同强度,同时叶片本体1的两端均与导风圈7之间形成空腔,进一步减少泄漏,同时对称结构,使叶片整体受力均衡。

[0088] 需要说明的是,叶片本体1与叶尖小翼15也可以是单独的两个部件相互连接,同时叶片本体1的两端也可以单独一端设置叶尖小翼15。

[0089] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1向外凸起形成第一前缘,第一前缘具有第一前缘型线13,第一前缘型线13的两端的端点与第一前缘型线13上的点连线之间形成有钝角。

[0090] 本实施例中,第一前缘采用钝前缘结构,当风机运行在不同进气流量工况下时,具有钝前缘结构的第一前缘能够在较大的进气冲角范围内仍可保持较小的冲击损失,从而使叶轮保持较高的工作效率,可以拓宽风机的高效运行区间,提升吸油烟机在不同用户工况下的性能。

[0091] 其中,钝前缘结构相对于尖前缘结构来说,钝前缘结构曲度比较大,形状较为圆钝。

[0092] 如图1和图2所示,本实施例的可选技术方案中,第一前缘型线13为圆弧曲线,且第一压力面型线12与第一吸力面型线11分别与第一前缘型线13相切,圆弧曲线较为平滑,与空气接触时产生的噪音更小。

[0093] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1向外凸起形成第一后缘,第一后缘具有第一后缘型线14,第一后缘型线14的两端的端点与第一后缘型线14上的点连线之间形成有钝角,本实施例中采用钝后缘结构,与钝前缘结构具有相同效果,此处不再赘述。

[0094] 本实施例的可选技术方案中,第一后缘型线14为圆弧曲线,且第一压力面型线12与第一吸力面型线11分别与第一后缘型线14相切,圆弧曲线较为平滑,与空气接触时产生的噪音更小。

[0095] 本实施例中,可以是第一前缘采用钝前缘结构,第一后缘采用尖后缘结构;也可以是第一前缘采用钝前缘结构,第一后缘采用钝后缘结构;还可以是第一前缘采用尖前缘结构,第一后缘采用尖后缘结构;又或者是第一前缘采用尖前缘结构,第一后缘采用钝后缘结构。

[0096] 如图2所示,本实施例的可选技术方案中,第一压力面型线12的中心角为 θ ,且 $\theta > 90^\circ$,此种中心角下的叶片的空气动力学性能更好,噪音更低。

[0097] 需要说明的是,叶片本体1的中心角为:叶片本体1的进口处型线的法线与叶片本体1的出口处型线的法线的夹角。

[0098] 本发明提供的一种叶轮,包括上述的叶片,多个叶片沿叶轮的周向均匀间隔设置,即相邻叶片之间具有相同的流道,当叶轮旋转时,使每个流道内的气流相同,减小噪音,同时本实施例提供的叶轮采用上述叶片,因此该叶轮所达到的技术优势及效果包括上述叶片所达到的技术优势及效果,此处不再赘述。

[0099] 如图4所示,本实施例的可选技术方案中,还包括第一端环2和第二端环4,第一端

环2与第二端环4相对且间隔设置,叶片连接于第一端环2和第二端环4,且位于第一端环2和第二端环4之间。叶片的一端与第一端环2连接,另一端与第二端环4连接。

[0100] 本实施例的可选技术方案中,还包括中盘3,中盘3与传动电机连接,中盘3设置于第一端环2与第二端环4之间,且分别与第一端环2之间和第二端环4之间形成有间隙;

[0101] 第一端环2与中盘3之间设置有叶片,叶片的一端与第一端环2连接,另一端与第二端环4连接;

[0102] 第二端环4与中盘3之间设置有叶片,叶片的一端与第二端环4连接,另一端与中盘3连接。

[0103] 本实施例的可选技术方案中,第一端环2与中盘3之间的叶片和第二端环4与中盘3之间的叶片相对于中盘3对称设置或相互错位设置。

[0104] 本实施例中,第一端环2与中盘3之间的叶片与第二端环4与中盘3之间的叶片均位于叶轮的同一圆周上,且相对于中盘3对称,如此,中盘3两侧的叶片在一条直线上,或者在中盘3的两侧相互错位设置,优选的,中盘3一侧的一个叶片位于中盘3另一侧相邻的两个叶片中间位置,如此,错位相邻的叶片之间的圆心角均相等。中盘3两侧的叶片如上述两种设置方式,气动性能更好。

[0105] 如图1所示,本实施例的可选技术方案中,叶片本体1的进口安装角为 β_{b1} ,且 $50^\circ \leq \beta_{b1} \leq 90^\circ$,如此,风机的气动性能好,工作噪音低,本实施例优选的, $60^\circ \leq \beta_{b1} \leq 80^\circ$,进一步提升风机的气动性能,降低工作噪音低。

[0106] 本实施例的可选技术方案中,叶片本体1的出口安装角为 β_{b2} ,且 $5^\circ \leq \beta_{b2} \leq 30^\circ$,如此,风机的气动性能好,工作噪音低,本实施例优选的, $5^\circ \leq \beta_{b2} \leq 20^\circ$,进一步提升风机的气动性能,降低工作噪音低。

[0107] 需要说明的是,叶片本体1的进口安装角为:叶片本体1进口处的叶片角,即叶片本体1的进口处的型线切线与圆周切线的夹角;叶片本体1的出口安装角为:叶片本体1出口处的叶片角,即叶片本体1的出口处的型线切线与圆周切线的夹角。

[0108] 本发明提供的一种离心风机,包括的叶轮,因此该离心风机所达到的技术优势及效果包括上述叶轮所达到的技术优势及效果,此处不再赘述。

[0109] 如图5所示,本实施例的可选技术方案中,还包括离心蜗壳5、支架6和导风圈7,叶轮设置离心蜗壳5内,支架6连接于蜗壳的外侧壁,蜗壳至少一侧开设有进风口,导风圈7设置于进风口处,支架6穿过进风口与叶轮连接。

[0110] 本实施例中,离心蜗壳5的两侧均设置有进风口,两侧的进风口处均设置有支架6,叶轮在装配至离心蜗壳5中时,可以通过离心蜗壳5两侧布置的支架6与离心蜗壳5固定连接,离心蜗壳5上设置导风圈7,以起到进气导流的作用。

[0111] 本发明提供的一种吸油烟机,包括的离心风机,因此该吸油烟机所达到的技术优势及效果包括上述离心风机所达到的技术优势及效果,此处不再赘述。

[0112] 本发明提供的一种叶片设计方法,包括以下步骤:

[0113] 确定叶片的圆弧形压力面型线的空间曲线方程;

[0114] 选取参考翼型,并确定参考翼型的空间曲线方程;

[0115] 换算出参考翼型沿弦长的相对厚度分布,利用空间曲线坐标换算的方法,将叶片沿弦长的相对厚度分布换算成与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,从而得到叶片的吸

力面型线的空间曲线方程。

[0116] 基于传统多翼离心风机的前弯型叶片设计方法建立叶片型线设计坐标系,通过构建吸力面型线的空间曲线方程 $f_s(x)$ 以及压力面型线的空间曲线方程为 $f_p(x)$,可以快速有效地得到气动性能良好的叶片型线,能够提升叶轮的气动性能。

[0117] 本实施例的可选技术方案中,确定叶片的圆弧形压力面型线的空间曲线方程包括以下步骤:

[0118] 根据多翼离心叶轮的前弯叶片设计方法,确定叶片的圆弧形压力面型线,叶片的压力面型线的两个端点分别为A点和B点;

[0119] 以A点为原点建立XY直角坐标系,其中X轴沿A点与B点连线的延伸方向设置,换算出叶片的压力面型线的空间曲线方程为 $f_p(x)$,叶片的压力面型线的圆心点为O, O点的坐标为 (x_0, y_0) 。

[0120] 本实施例的可选技术方案中,确定参考翼型的空间曲线方程包括以下步骤:

[0121] 选取叶片的参考翼型,将参考翼型按照弦长比例缩放后放置在XY直角坐标系中,并使参考翼型的前缘端点位于Y轴上,参考翼型的后缘端点与B点重合,换算出参考翼型的吸力面型线的空间曲线方程为 $f_a(x)$,参考翼型的压力面型线的空间曲线方程为 $f_b(x)$ 。

[0122] 本实施例的可选技术方案中,将叶片沿弦长的相对厚度分布换算成与参考翼型沿弦长的相对厚度分布相同,从而得到叶片的吸力面型线的空间曲线方程包括以下步骤:

[0123] 过O点做直线OE,直线OE与参考翼型的压力面型线相交于C点,直线OE与叶片的压力面型线AB相交于D点,过O点和A点作直线OA,直线OE与直线OA夹角为 $\theta_i (0 \leq \theta_i \leq \theta)$,确定C点的X轴坐标值 x_c ,根据 $f_a(x)$ 和 $f_b(x)$,确定X轴坐标值为 x_c 时参考翼型的压力面型线与参考翼型的吸力面型线之间的距离即线段CF的长度;

[0124] 使线段DE的长度与线段CF的长度相同,以确定E点的坐标 (x_E, y_E) ;

[0125] 连接通过夹角 θ_i 确定的所有E点,以得到叶片横截面的吸力面型线,以及叶片吸力面型线的空间曲线方程 $f_s(x)$ 。

[0126] 其中,叶片的压力面型线是一条圆弧线,可根据传统离心多翼离心叶轮的前弯叶片设计方法进行设计,根据以下设计参数进行确定:叶轮内径 R_1 、叶轮外径 R_2 、叶片的进口安装角 β_{b1} ,叶片的出口安装角 β_{b2} ,叶片的中心角 θ 。

[0127] 作为一种进一步的技术方案,叶片的压力面型线的空间曲线方程 $f_p(x)$ 为:

$$[0128] \quad (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = R_b^2 \quad (0 \leq x \leq 2R_b \sin \frac{\theta}{2});$$

[0129] R_b 为叶片的压力面型线AB的半径, θ 为叶片的压力面型线AB的中心角,

$$x_0 = R_b \times \sin \frac{\theta}{2}, \quad y_0 = -R_b \times \cos \frac{\theta}{2};$$

[0130] 参考翼型为平凸翼型,使参考翼型的压力面型线中的直线部分与X轴重合,线段AC的长度 $L_{AC} = R_b \left[\sin \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \tan(\frac{\theta}{2} - \theta_i) \right]$ 即为C点的X轴坐标值 x_c ,

$$x_c = L_{AC} = R_b \left[\sin \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \tan(\frac{\theta}{2} - \theta_i) \right];$$

[0131] 此时线段CF的长度为 $f_a(x_c)$,使线段CF的长度与线段CD长度相等得到E点的坐标 (x_E, y_E) ;

[0132] 其中： $x_E = L_{AC} - L_{EC} \times \sin(\frac{\theta}{2} - \theta_i)$ ， $y_E = L_{EC} \times \cos(\frac{\theta}{2} - \theta_i)$

$$L_{EC} = R_b \left[1 - \frac{\cos \frac{\theta}{2}}{\cos(\frac{\theta}{2} - \theta_i)} \right] + f_a(x_c)。$$

[0133] 其中，平凸翼型的升阻比较高且翼型相对厚度在10%-20%之间，可以Clark Y系列或NACA44系列等任意适合的平凸翼型。

[0134] 本实施例中 $f_a(x)$ 采用三次多项式方程

$$[0135] \quad f_a(x) = a_1x^3 + a_2x^2 + a_3x + a_4 \quad (0 \leq x \leq 2R_b \sin \frac{\theta}{2})$$

[0136] 其中， a_1 、 a_2 、 a_3 、 a_4 为方程特征系数，由实际所选取的翼型空间曲线确定。

[0137] 进一步地，还包括以下步骤，以参考翼型的前缘端点为圆心做圆弧线分别与叶片的吸力面型线以及叶片的压力面型线相切交于A点和G点，该圆弧线对应半径为 R_{LE} ，即为叶片的前缘半径；过B点做圆弧线分别与叶片的吸力面型线以及叶片的压力面型线相切，过B点的圆弧线即为叶片的后缘。

[0138] 需要说明的是，参考翼型可以选择平凸翼型，也可以选择双凸翼型或凹凸翼型等任意适合的形式。

[0139] $f_a(x)$ 和 $f_b(x)$ 可以采用多阶的多项式方程、指数方程或对数方程等任意适合的形式。

[0140] 本发明提供了一种叶片由本发明提供的一种叶片设计方法设计而来。

[0141] 最后应说明的是：以上各实施例仅用以说明本发明的技术方案，而非对其限制；尽管参照前述各实施例对本发明进行了详细的说明，本领域的普通技术人员应当理解：其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改，或者对其中部分或者全部技术特征进行等同替换；而这些修改或者替换，并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的范围。

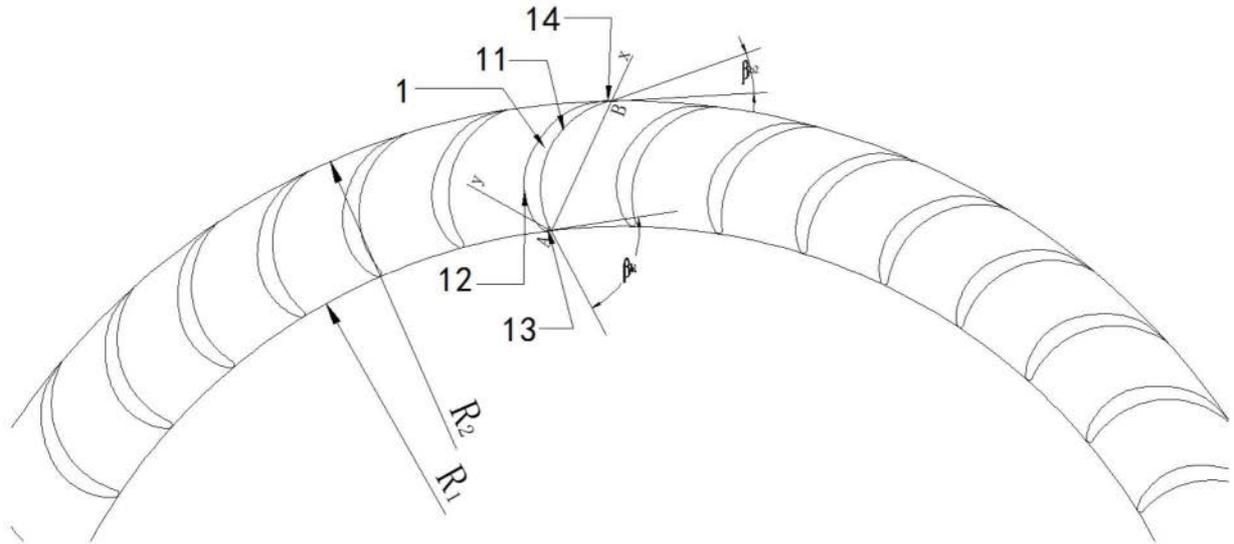


图1

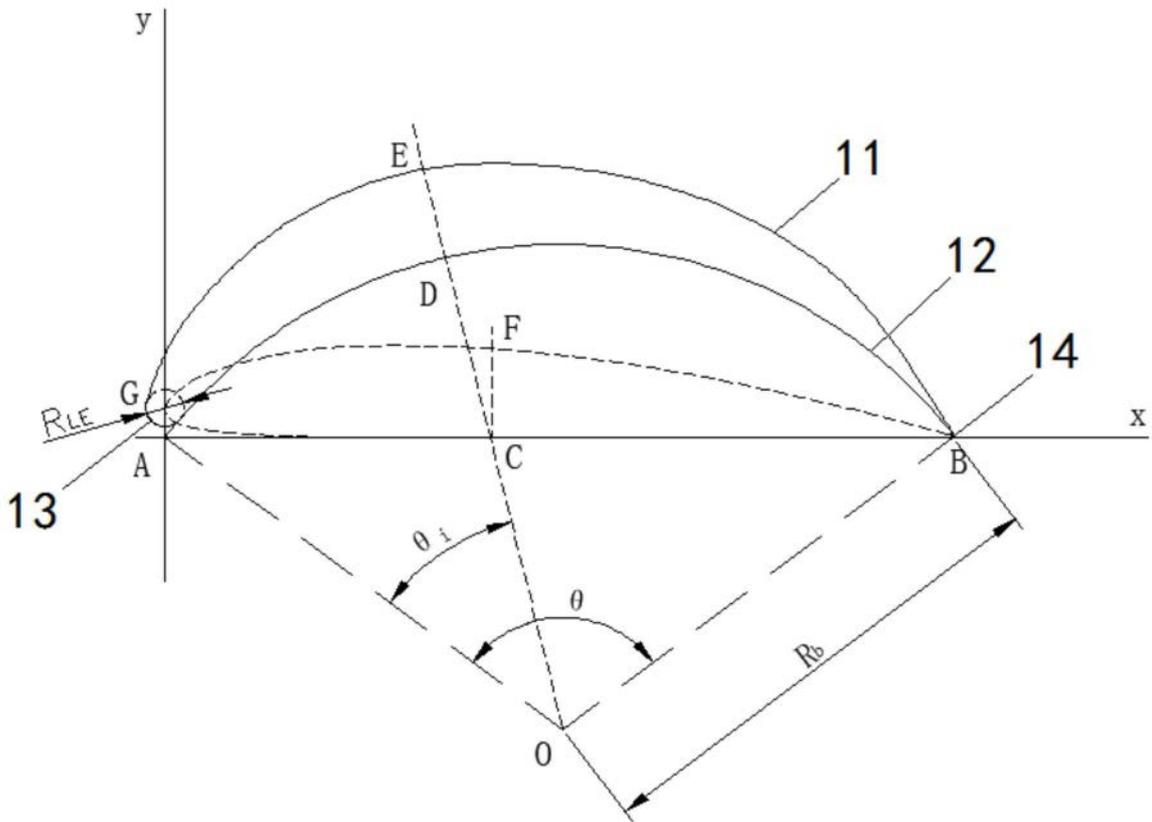


图2

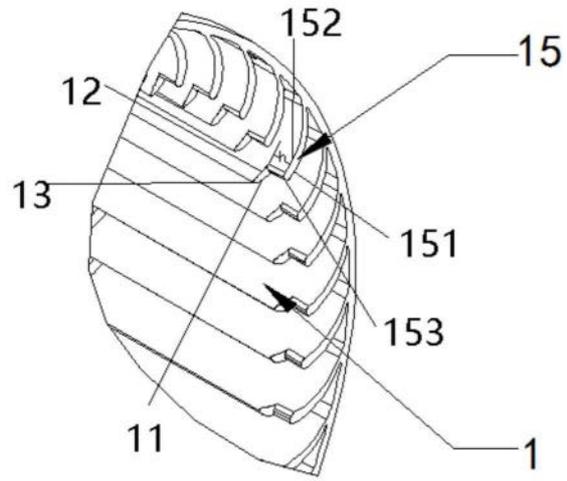


图3

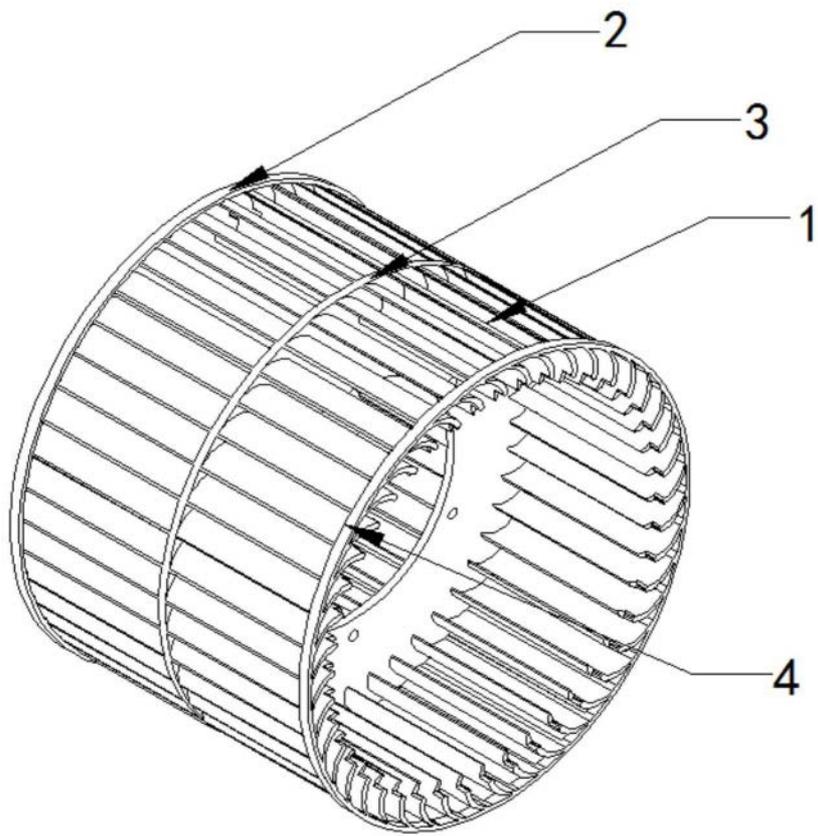


图4

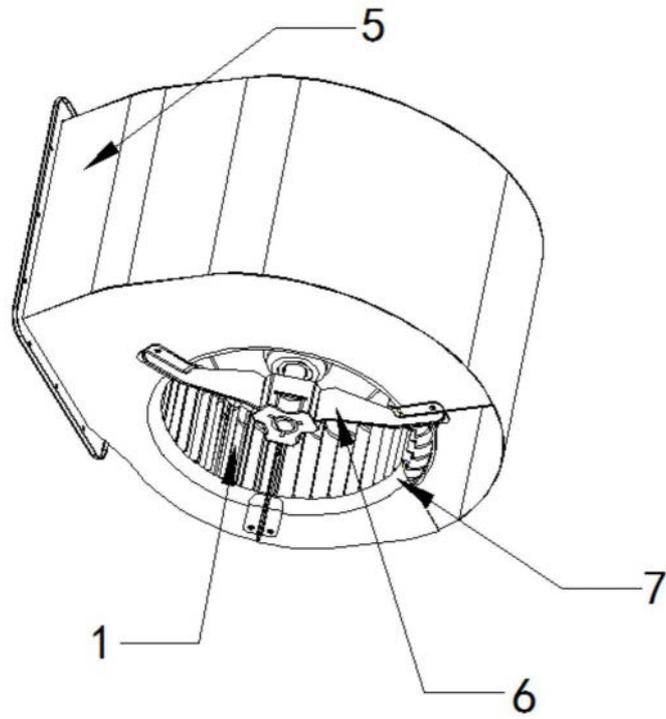


图5

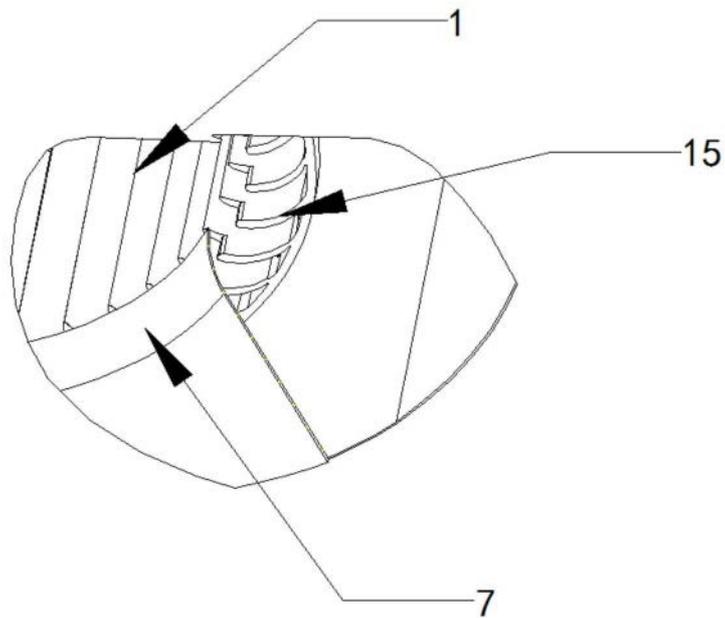


图6