(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 113175446 B
(45)授权公告日 2022.07.19

(21)申请号 202110381803.6

(22)申请日 2021.04.09

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113175446 A

(43)申请公布日 2021.07.27

(73)专利权人 合肥通用机械研究院有限公司
地址 230031 安徽省合肥市蜀山区长江西路888号
专利权人 合肥通用环境控制技术有限责任公司

(72)发明人 刘志龙 刘晓明 谢传东 舒悦 曹斌 朱全琛

(74)专利代理机构 合肥和瑞知识产权代理事务所(普通合伙) 34118
专利代理师 王挺 马舒

(51)Int.Cl.
F04D 29/44(2006.01)
F04D 29/66(2006.01)
F04D 29/02(2006.01)
F04D 17/16(2006.01)
F04D 25/08(2006.01)

(56)对比文件
CN 201582162 U,2010.09.15
CN 204186644 U,2015.03.04
CN 109724127 A,2019.05.07
CN 105424309 A,2016.03.23
CN 2155520 Y,1994.02.09
CN 109891155 A,2019.06.14
JP 2008280939 A,2008.11.20
KR 20010105611 A,2001.11.29

审查员 胡志鹏

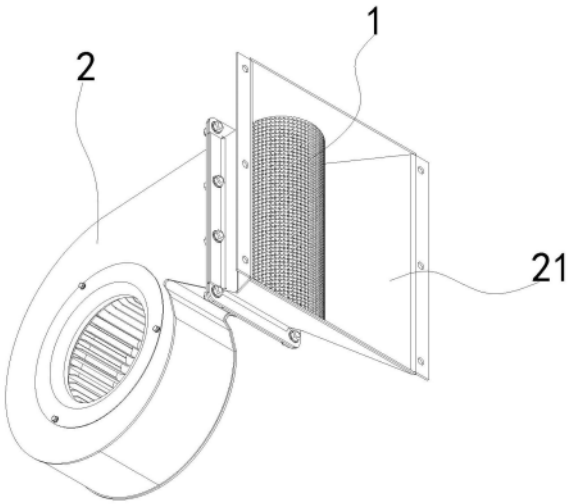
权利要求书1页 说明书4页 附图6页

(54)发明名称

一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构

(57)摘要

本发明公开了一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,包括安装在多翼离心风机内的整流网,多翼离心风机的扩压器出口与换热器相连,所述整流网设置在多翼离心风机的蜗壳出口和扩压器出口之间,所述整流网上开设有导流孔,导流孔的孔总面积大于扩压器的入口面积。本发明通过在多翼离心风机的蜗壳出口和扩压器出口之间加设孔总面积大于扩压器入口面积的整流网,基本消除了蜗壳内产生的二次流,达到了破涡效果,使气流通过整流网后局部流速过大或过小情况得以改善,整体气流分布均匀,大幅提高了与扩压器相连的换热器的换热效率,在不增加风机风量的前提下,满足了换热器的换热需求。



CN 113175446 B

1.一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,包括安装在多翼离心风机(2)内的整流网(1),多翼离心风机(2)的扩压器(21)出口与换热器相连,所述整流网(1)设置在多翼离心风机(2)的蜗壳出口和扩压器(21)出口之间,所述整流网(1)上开设有导流孔,导流孔的孔总面积大于扩压器(21)的入口面积。

2.根据权利要求1所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述整流网(1)网身向扩压器(21)出口方向凸起。

3.根据权利要求2所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述整流网(1)的网身呈弧瓦状,其截面为圆弧形。

4.根据权利要求3所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,以整流网(1)网身的截面圆弧的半径为R,所述导流孔半径为r,1/40R≤r≤1/24R。

5.根据权利要求4所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述导流孔在整流网(1)网面上呈阵列状布置;沿整流网(1)凸起方向,相邻导流孔中心线之间的夹角为n,3°≤n≤6°;相邻导流孔中心线之间的距离为d_1,2r+1mm≤d_1≤2r+3mm。

6.根据权利要求3～5中任意一项所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,任意一导流孔的中心线与该导流孔所在位置的整流网(1)网身切面相垂直。

7.根据权利要求1所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述整流网(1)呈波浪状或尖端朝向扩压器(21)出口方向的尖锥状。

8.根据权利要求1～5中任意一项所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述整流网(1)厚度为D,2mm≤D≤4mm。

9.根据权利要求1～5中任意一项所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述扩压器(21)的扩压角度a为45°。

10.根据权利要求1～5中任意一项所述的一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,其特征在于,所述整流网(1)为金属或树脂材质。

一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构

技术领域

[0001] 本发明涉及压缩机领域，具体是一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构。

背景技术

[0002] 前向多翼离心风机因其具有流量系数大、压力系数高和低噪声等诸多优点，因而被广泛应用在空压机组冷却系统，随着对空压机组的高安全、高性能等要求的不断提高，多翼离心风机也开始逐渐暴露出其不足。前向多翼离心风机工作时，气体从集流器进入到叶轮的过程中经历了径向-轴向，轴向-径向2个过程的转变，气流在这种急速转向的过程中导致气流沿轴向的分布极度不均匀，气流负载主要向后盘附近倾斜，导致气流主要集中在叶轮的中部和后部，而叶轮靠近前盘的部分，则气流相对较少；当气流经过叶道加速后进入蜗壳后，由于后盘附近速度较大，而前盘附近流速较小，叶片径向做功能力沿轴向不同造成压差，压差导致蜗壳内部产生了较为严重的二次流。多翼离心风机特殊的做功方式决定了蜗壳内会产生二次流的情况；通过改进叶轮结构和集流器部分结构改进可以略微减小二次流，但是并不能完全消除，在风机进口增加整流结构对蜗壳内的二次流消除并不会产生多大的有益效果。

[0003] 多翼离心风机出口一般直接和换热器相连接，换热器包含中冷器和油冷器，一般情况下，换热器设计时一般认为风机扩压器出口气流是均匀分布的，这样就可认为中冷器和油冷器所分配的冷却风量和他们各自的面积成正比。但实际上受二次流影响，扩压器出口气流如图8所示的严重的分布不均，当扩压器出口气流分布不均匀时，局部流速或过大，或过小，对换热器出口换热效率产生重要影响，当油冷器冷却风量不足时会降低润滑油的寿命，发生氧化、碳化或分解现象，当油冷器冷却风量过量时会使得排气温度低于露点温度时，油气混合物中会析出水分，使得润滑油发生乳化现象；当中冷器冷却不足时会给后端干燥能力提出更高要求，当中冷器冷却过量时机组在低温运行时换热器易发生冰堵现象，严重影响了换热器的使用。

[0004] 由于二次流的存在，导致多翼离心风机提供的风量可能无法满足换热器的换热需求，如果大幅增加风机的风量，必然会导致风机的气动噪声增大；现有对多翼离心风机的改进可以减小蜗壳内的二次流，但是并不能完全消除二次流，因此亟待解决。

发明内容

[0005] 为了避免和克服现有技术中存在的技术问题，本发明提供了一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构，基本消除了多翼离心风机蜗壳内的二次流，达到破涡效果，使气流通过整流网后局部流速过大或过小情况得以改善，整体气流分布均匀，在不增加风机风量的同时，满足换热器的换热需求。

[0006] 为实现上述目的，本发明提供如下技术方案：

[0007] 一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构，包括安装在多翼离心风机内的

整流网，多翼离心风机的扩压器出口与换热器相连，所述整流网设置在多翼离心风机的蜗壳出口和扩压器出口之间，所述整流网上开设有导流孔，导流孔的孔总面积大于扩压器的入口面积。

[0008] 作为本发明进一步的方案：所述整流网网身向扩压器出口方向凸起。

[0009] 作为本发明再进一步的方案：所述整流网的网身呈弧瓦状，其截面为圆弧形。

[0010] 作为本发明再进一步的方案：以整流网网身的截面圆弧的半径为R，所述导流孔半径为r，$1/40R \leqslant r \leqslant 1/24R$。

[0011] 作为本发明再进一步的方案：所述导流孔在整流网网面上呈阵列状布置；沿整流网凸起方向，相邻导流孔中心线之间的夹角为n，$3° \leqslant n \leqslant 6°$；相邻导流孔中心线之间的距离为$d_1$，$2r+1 \leqslant d_1 \leqslant 2r+3$。

[0012] 作为本发明再进一步的方案：任意一导流孔的中心线与该导流孔所在位置的整流网网身切面相垂直。

[0013] 作为本发明再进一步的方案：所述整流网呈波浪状或尖端朝向扩压器出口方向的尖锥状。

[0014] 作为本发明再进一步的方案：所述整流网厚度为D，$2mm \leqslant D \leqslant 4mm$。

[0015] 作为本发明再进一步的方案：所述扩压器的的扩压角度a为45°。

[0016] 作为本发明再进一步的方案：所述整流网为金属或树脂材质。

[0017] 与现有技术相比，本发明的有益效果是：

[0018] 1、本发明通过在多翼离心风机的蜗壳出口和扩压器出口之间加设孔总面积大于扩压器入口面积的整流网，基本消除了蜗壳内产生的二次流，达到了破涡效果，使气流通过整流网后局部流速过大或过小情况得以改善，整体气流分布均匀，大幅提高了与扩压器相连的换热器的换热效率，在不增加风机风量的前提下，满足了换热器的换热需求。

[0019] 2、本发明将整流网的网身设计为向扩压器出口方向凸起，当其为弧瓦状时，相较于现有整流结构可消除20％～30％的二次流，本发明的独特结构以及独特的位置设计，消除了95％以上的二次流，大幅提高了换热器的换热效率；提高了产品的市场竞争力，且无需增大风机风量，更加节能环保。

[0020] 3、本发明对整流网的多参数进行范围的限定，通过调整参数使得整流网能适应不同的型号的多翼离心风机。

[0021] 4、除最优选的弧瓦状整流网外，整流网还可以设计为波浪状或尖端朝向扩压器出口方向的尖锥状，亦达到消除部分二次流的作用。

附图说明

[0022] 图1为带有整流结构的多翼离心风机结构示意图。

[0023] 图2为整流结构的轴测图。

[0024] 图3为整流结构的主视图。

[0025] 图4为整流结构的侧视图。

[0026] 图5为带有整流结构的多翼离心风机的平面示意图。

[0027] 图6A为无整流网时扩压器内的流线分布图。

[0028] 图6B为带整流网时扩压器内的流线分布图。

[0029] 图7为带有整流结构的多翼离心风机与换热器相连后的结构示意图。

[0030] 图8为未加装整流结构时的多翼离心风机扩压器出口处的速度分布图。

[0031] 图9为未加装整流结构时蜗壳内因二次流螺旋上升的气流示意图。

[0032] 图中:1、整流网;2、离心风机;21、扩压器;3、气体冷却器;4、油冷却器。

具体实施方式

[0033] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅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。

[0034] 请参阅图1～9,本发明实施例中,一种压缩机冷却系统用多翼离心风机的整流结构,包括固定在多翼离心风机2内的整流网1,多翼离心风机2包括集流器、叶轮、蜗壳以及扩压器21。其中,扩压器21与换热器相连,这里的换热器包括气体冷却器3和油冷却器4。多翼离心风机2工作时,气流沿叶轮2径向被吸入叶轮中,再沿叶轮轴向从前盘流动至后盘,最后再沿叶轮径向的流道加速后进入蜗壳中,依次通过蜗壳和扩压器21后进入换热器中。

[0035] 整流网1位置位于扩压器21的出口和蜗壳出口之间。整流网1网身开设有导流孔,其网身向扩压器21的出口方向凸起,以保证导流孔的孔总面积大于扩压器21的入口面积。

[0036] 整流网1具体形状不限,最优选的方案为网身呈弧瓦状,其截面为圆弧状,圆弧半径为R。整流网网身呈波浪状或呈尖端朝向扩压器21出口方向的尖锥状,亦可以达到弧瓦装整流网的部分效果。

[0037] 以弧瓦状的整流网1为例,整流网1固定方式不限,可选择在整流网1上开设有螺栓孔,通过螺栓固定在多翼离心风机2上。其材质优选为金属或树脂材质,最好是金属材质;为金属材质时,可在整流网上延伸出支架将整流网固定。

[0038] 整流网1网身均匀分布有导流孔,任意一导流孔的中心线与该导流孔所在位置的整流网网身切面相垂直,导流孔的半径为r,1/40R≤r≤1/24R。

[0039] 沿整流网1凸起方向,相邻导流孔中心线之间的夹角为n,3°≤n≤6°;相邻导流孔中心线之间的距离为d_1,2r+1≤d_1≤2r+3。

[0040] 整流网1的有效覆盖角度范围θ=360°-Ai;当r、n、Ai和a的值确定后,导流孔的孔总面积A=π*(180°-Ai)/n*r2*(3L_4-L_3)/2/d_1。以扩压器21进口处的长宽分别为L和L_3,则A>L·L_3。

[0041] 这里取L=120mm、L3=250mm,扩压器扩压角度为a=45°,则R=60mm,导流孔半径r等于1/30R=2mm,n=4°;最优选方案取Ai=160°,则整流网1的有效覆盖角度范围θ=200°;d_1=2r+1=5mm。取以上最优选数值后,

[0042] A=π*(360°-Ai)/n*r2*(3L_4-L_3)/2/d_1=3.14*(360-160)/4*22*(3*310-250)/2/5=42704mm^2,A>A0=L·L3=120*250=30000mm^2。

[0043] 以上数值均采用CFD试算获取。

[0044] 此外,整流网1具有一定的厚度,厚度D∈[2mm,4mm],D值优选为2.5mm,随着D值增加,整流效果更佳,但对应摩擦损失亦会增加。

[0045] 如图9所示,为蜗壳内因二次流螺旋上升的气流,由于二次流的存在,产生如图8所

示的，扩压器21中的气流速度分布图，可见得气流在扩压器21中心位置处流速过小，在扩压器21边缘处流速过大，气流分布严重不均；

[0046] 增加整流网1后，如图6B所示，相较于未加装整流网的图6A，可使蜗壳中的二次流减少95％以上，基本消除了蜗壳中的二次流，气流整体分布均匀。

[0047] 以上所述，仅为本发明较佳的具体实施方式，但本发明的保护范围并不局限于此，任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内，根据本发明的技术方案及其发明构思加以等同替换或改变，都应涵盖在本发明的保护范围之内。

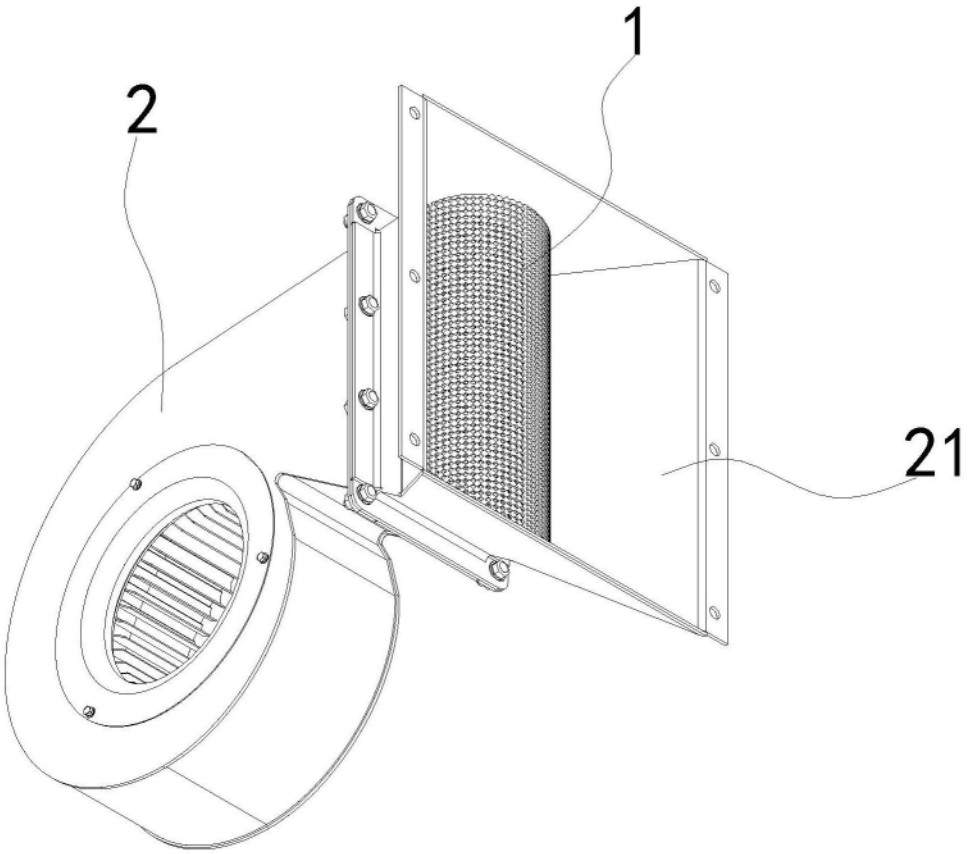


图1

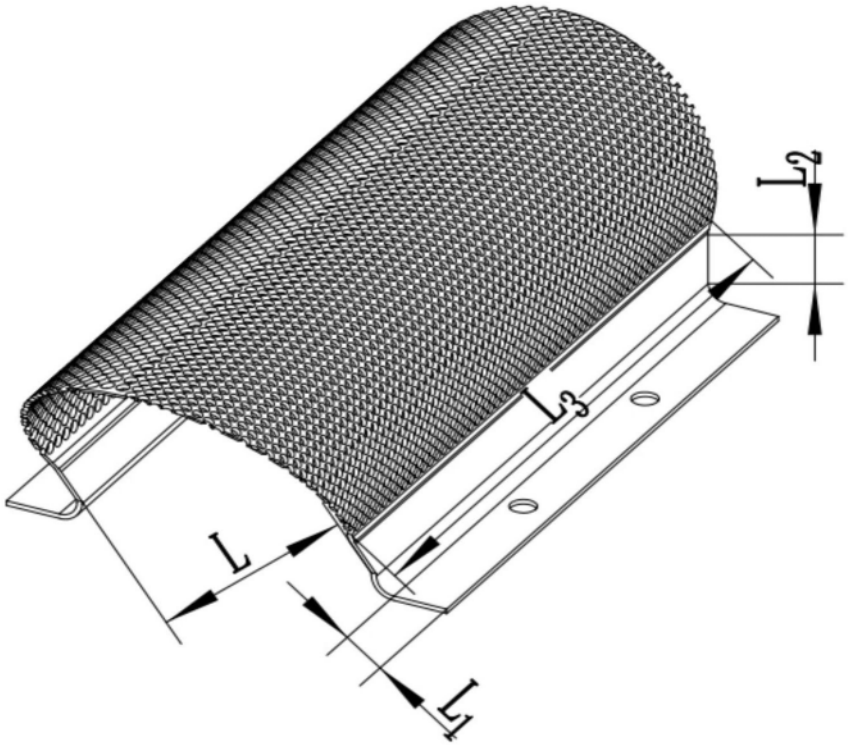


图2

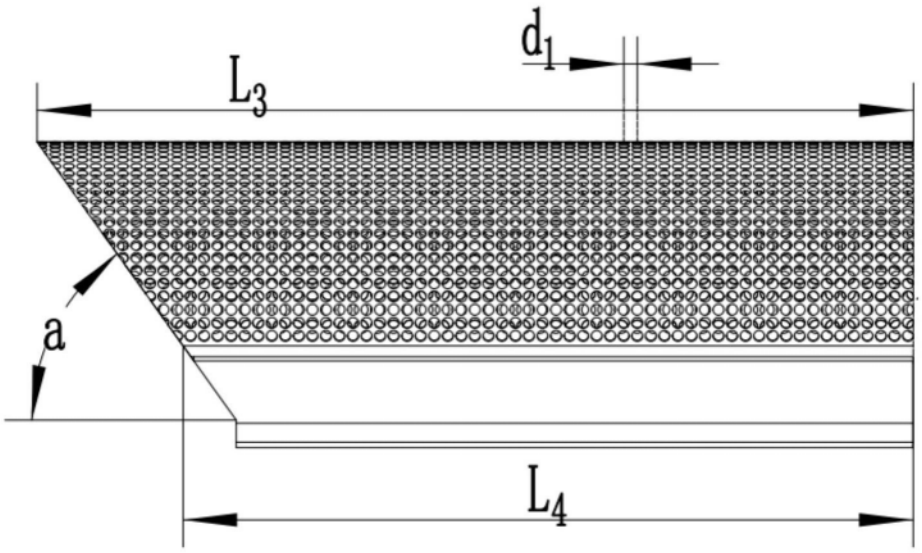


图3

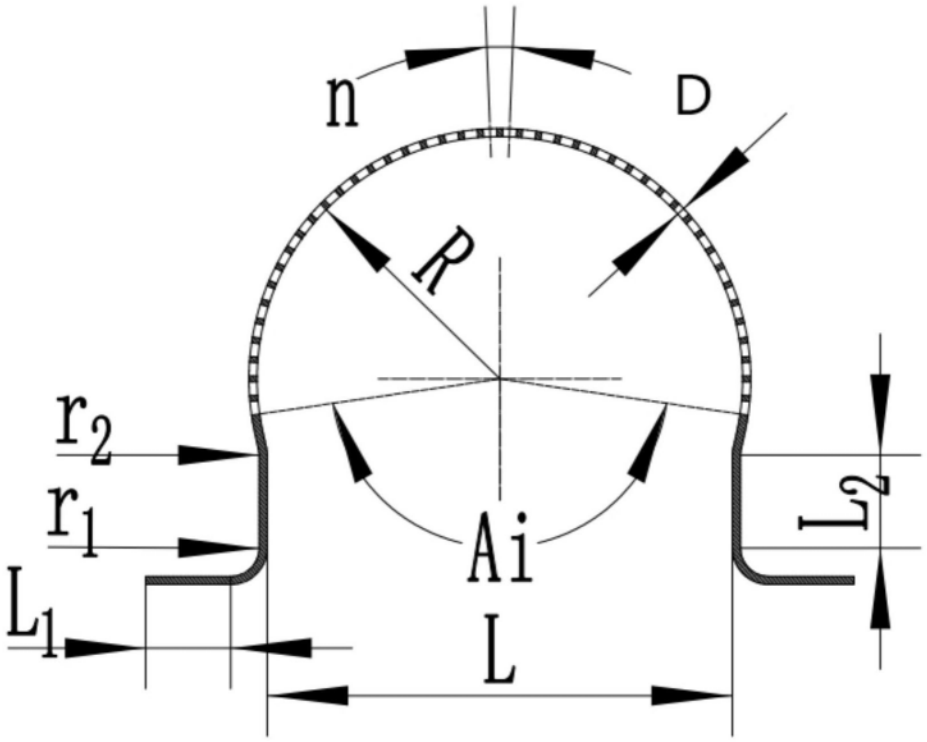


图4

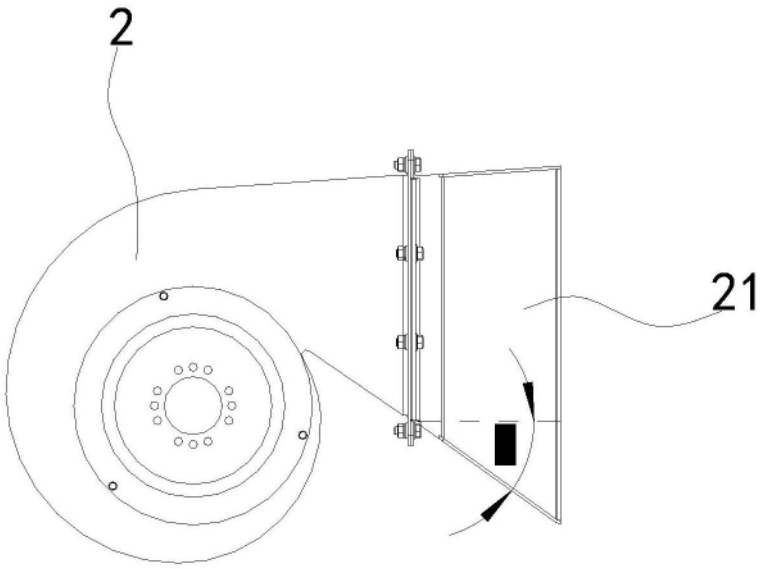


图5

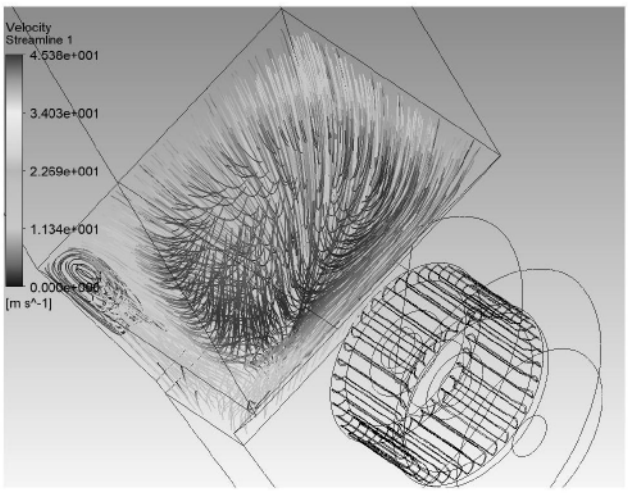

Velocity
Streamline 1
4.538e+001
3.403e+001
2.269e+001
1.134e+001
0.000e+000
[m s^-1]

图6A

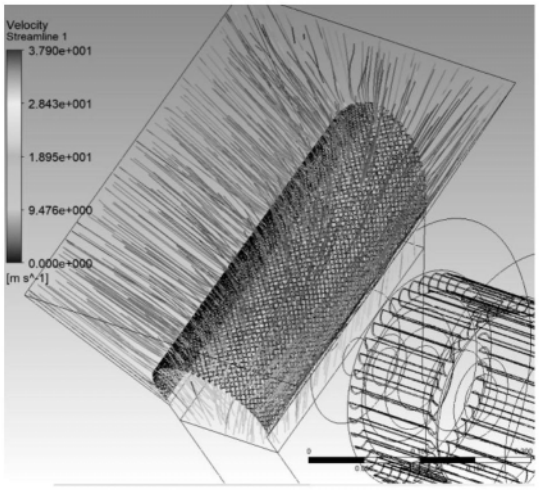

Velocity
Streamline 1
3.790e+001
2.843e+001
1.895e+001
9.476e+000
0.000e+000
[m s^-1]

图6B

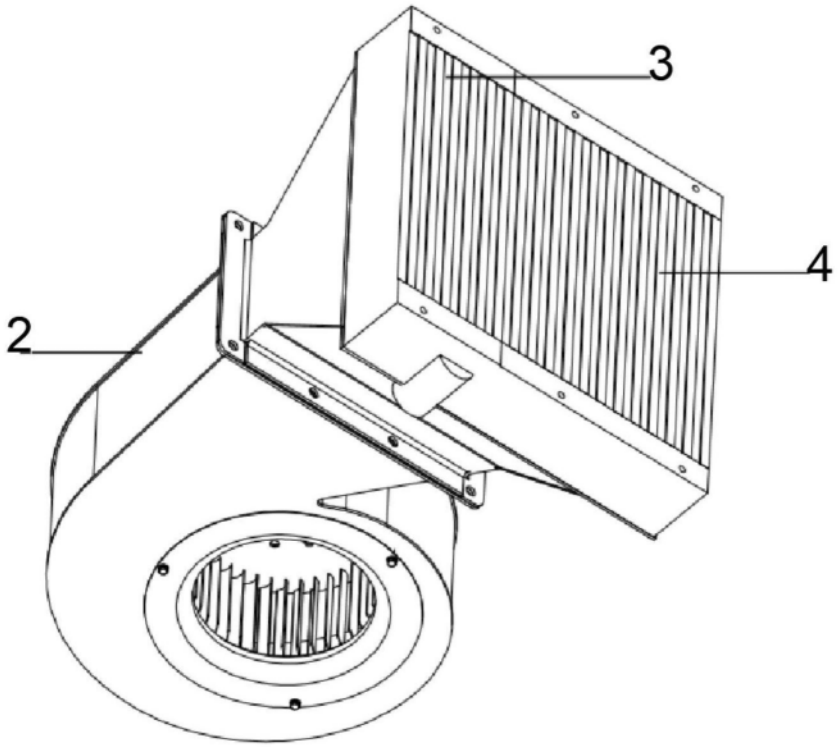

3
4
2

图7

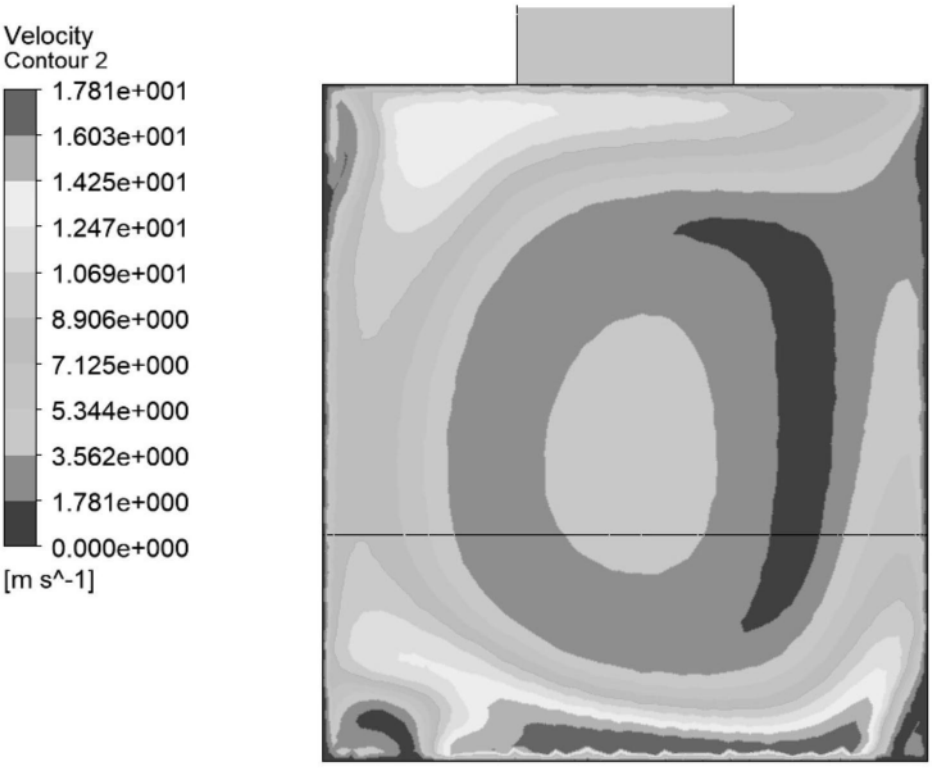

Velocity
Contour 2
1.781e+001
1.603e+001
1.425e+001
1.247e+001
1.069e+001
8.906e+000
7.125e+000
5.344e+000
3.562e+000
1.781e+000
0.000e+000
[m s^-1]

图8

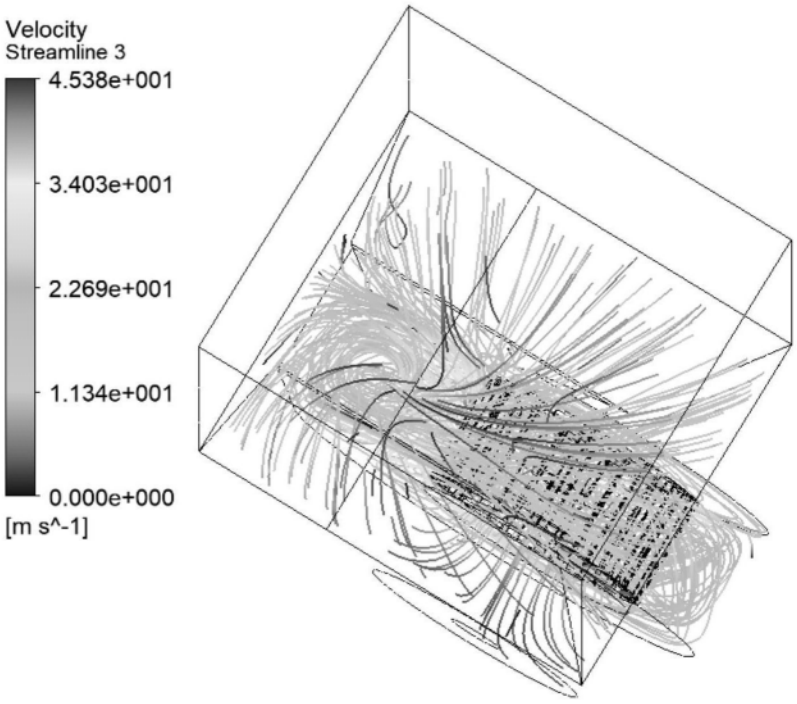

Velocity
Streamline 3
4.538e+001
3.403e+001
2.269e+001
1.134e+001
0.000e+000
[m s^-1]

图9