



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115465445 A

(43) 申请公布日 2022. 12. 13

(21) 申请号 202211185451.8

(22) 申请日 2022.09.27

(71) 申请人 上海交通大学

地址 200240 上海市闵行区东川路800号

(72) 发明人 温新 李子焱 刘应征

(74) 专利代理机构 上海科盛知识产权代理有限公司 31225

专利代理师 夏健君

(51) Int. Cl.

B64C 23/00 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

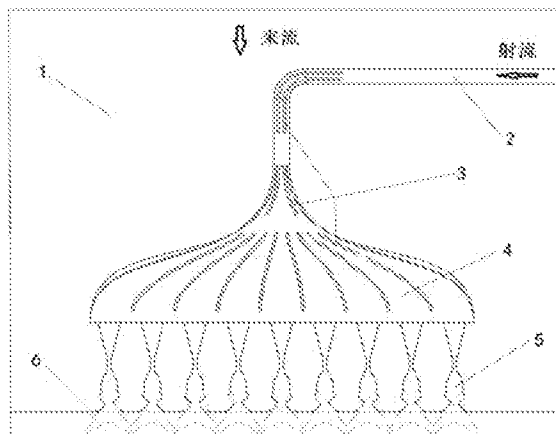
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54) 发明名称

一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置

(57) 摘要

本发明涉及一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置,包括环量控制翼型以及设置在环量控制翼型主体内部的无反馈管道的流体振荡器和外部的康达表面,所述环量控制翼型主体内部还设有射流通道、隔板和集气室;所述集气室包括进气端和出气端,所述集气室的孔径由进气端到出气端逐渐递增,所述射流通道的一端连通有外部气源,另一端连通集气室的进气端,所述集气室的出气端连通流体振荡器的整流端,所述隔板固定在射流通道和集气室的腔体内。与现有技术相比,本发明具有翼展方向射流均匀稳定且增升效果更好等优点。



1. 一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 包括环量控制翼型 (1) 以及设置在环量控制翼型 (1) 主体内部的无反馈管道的流体振荡器 (5) 和外部的康达表面 (6), 所述环量控制翼型 (1) 主体内部还设有射流通道 (2)、隔板 (3) 和集气室 (4);

所述集气室 (4) 包括进气端和出气端, 所述集气室 (4) 的孔径由进气端到出气端逐渐递增, 所述射流通道 (2) 的一端连通有外部气源, 另一端连通集气室 (4) 的进气端, 所述集气室 (4) 的出气端连通流体振荡器 (5) 的整流端, 所述隔板 (3) 固定在射流通道 (2) 和集气室 (4) 的腔体内。

2. 根据权利要求1所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述隔板 (3) 的数量为多个, 各个隔板 (3) 等间距固定在集气室 (4) 内。

3. 根据权利要求2所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述隔板 (3) 的形状与集气室 (4) 内腔体的形状相对应。

4. 根据权利要求2所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述隔板 (3) 为流线型结构。

5. 根据权利要求2所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 相邻两隔板 (3) 之间形成流道, 所述流道的数量为多个。

6. 根据权利要求5所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述流体振荡器 (5) 的数量为多个, 各个流道的一端对应设有流体振荡器 (5)。

7. 根据权利要求1所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述流体振荡器 (5) 的出流方向与环量控制翼型 (1) 的来流方向相同。

8. 根据权利要求1所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述环量控制翼型 (1) 采用高宽比为20%的椭圆翼型。

9. 根据权利要求1所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述射流通道 (2) 的中心轴线垂直于环量控制翼型 (1) 的来流方向。

10. 根据权利要求1所述的一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置, 其特征在于, 所述流体振荡器 (5) 等间距均匀布置在同一平面上, 该平面平行于康达平面 (6)。

一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置

技术领域

[0001] 本发明涉及领域,尤其是涉及一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置。

背景技术

[0002] 大型飞机要在空中进行平稳的升降与飞行,除了要有航空发动机提供足够的向前动力外,最主要的就是依靠飞机的机翼来提供足以克服自身重量的升力。飞机的大多数飞行时间是在高速巡航,因此为了减小飞行阻力从而提高燃油效率,机翼面积就要设计得足够小。但是,这在飞机起飞和降落时带来了一个问题,那就是由于此时飞行速度大幅降低,造成升力严重不足。

[0003] 为了解决这个问题,现代大型飞机的经典解决方式是采用机械式增升装置,其在起降过程中通过改变机翼的等效弯度,以使飞机产生更高的升力,而在巡航状态下则收回以减小阻力,原理如图1所示。但是其大幅增加了机械和液压传动系统的零件数,从而使得可靠性降低、维护量增大。

[0004] 因此,基于边界层控制的增升装置应运而生。在运行过程中,其主要通过控制逆压梯度产生的边界层分离,从而使来流更好地贴合在翼面上流动,最终获得更高的最大升力系数。根据是否需要从外部注入能量,其主要被分为被动控制和主动控制。环量控制是一种气动主动流动控制方法,由于相比机械式增升装置,如襟翼、板条等能够显著提升最大升力,因此在近几十年来一直成为研究热点。然而,由于高压气源需求从发动机压气机抽引空气导致的推力损失估计高达5%,这成为环量控制技术实际落地应用的主要限制之一。

[0005] 一些早期的研究率先开发了基于脉冲吹气的环量控制翼型,如图2-3所示,展示了环量控制翼型的基本结构和原理。然而,脉冲射流通常依靠高频做东的电磁阀来运行,它极大地增加了流致噪声,从而进一步强化了这一气动流动控制的普遍弱点。

[0006] 与上述脉冲射流和合成射流不同的是,振荡射流可以在不需要任何机械部件的情况下产生高频的周期性驱动。如中国专利CN113371178A公开了一种基于振荡射流的法向流推力矢量喷管控制结构及飞行器,其中控制结构包括控制器,依次连接的气流干管、开关阀、第一气流支管、第二气流支管和多个扫掠型振荡射流激励器,扫掠型振荡射流激励器的数量为偶数,均分为第一激励器组和第二激励器组,第一激励器组和第二激励器组分别布置在喷管出口的两侧,喷管出口侧沿主流方向渐扩,扫掠型振荡射流激励器的轴线与所在处喷管侧壁的法向夹角小于45度。如图4-5所示,它从一个被称为流体振荡器的射流发生器中喷出,不需要机械运动或者电磁部件激发就能产生空间振荡且在时间上连续的射流。

[0007] 现有技术中飞行器升力装置所采用的双反馈流体振荡器结构较复杂,导致飞行器升力装置的结构疏散,进一步影响升力装置的环量控制效果。

发明内容

[0008] 本发明的目的就是为了克服上述现有技术存在的双反馈流体振荡器结构较复杂的缺陷而提供一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置。

[0009] 本发明的目的可以通过以下技术方案来实现：

[0010] 一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置，包括环量控制翼型以及设置在环量控制翼型主体内部的无反馈管道的流体振荡器和外部的康达表面，所述环量控制翼型主体内部还设有射流通道、隔板和集气室；

[0011] 所述集气室包括进气端和出气端，所述集气室的孔径由进气端到出气端逐渐递增，所述射流通道的一端连通有外部气源，另一端连通集气室的进气端，所述集气室的出气端连通流体振荡器的整流端，所述隔板固定在射流通道和集气室的腔体内。

[0012] 优选的，所述隔板的数量为多个，各个隔板等间距固定在集气室内。

[0013] 优选的，所述隔板的形状与集气室内腔体的形状相对应。

[0014] 优选的，所述隔板为流线型结构。

[0015] 优选的，相邻两隔板之间形成流道，所述流道的数量为多个。

[0016] 优选的，所述流体振荡器的数量为多个，各个流道的一端对应设有流体振荡器。

[0017] 优选的，所述流体振荡器的出流方向与环量控制翼型的来流方向相同。

[0018] 优选的，所述环量控制翼型采用高宽比为20%的椭圆翼型。

[0019] 优选的，所述射流通道的中心轴线垂直于环量控制翼型的来流方向。

[0020] 优选的，所述流体振荡器等间距均匀布置在同一平面上，该平面平行于康达平面。

[0021] 与现有技术相比，本发明具有以下优点：

[0022] (1) 本方案中环量控制翼型所采用无反馈管道的流体振荡器的横向尺寸相比传统构型减少了65%，能够在翼型上进行更为紧密的阵列排布，得到更强环量控制的效果。

[0023] (2) 本方案中环量控制翼型的流体振荡器采用无反馈管道的流体振荡器，其所产生的振荡更加的均匀平滑，产生的升力也更加的稳定平滑。

[0024] (3) 本方案中采用流线型的隔板将集气室等间距的分隔，起到防止气体分离的作用，同时保证翼展方向流体流动的均匀性。

附图说明

[0025] 图1为机械式增升装置的原理示意图；

[0026] 图2为环量控制翼型的原理示意图；

[0027] 图3为环量控制翼型的康达表面气流分布示意图；

[0028] 图4为双反馈管道的流体振荡器的原理示意图；

[0029] 图5为双反馈管道的流体振荡器的射流的振荡模式示意图；

[0030] 图6为本发明采用的无反馈管道流体振荡器的振荡模式示意图；

[0031] 图7为本发明实施例提供的一种具体尺寸的无反馈管道流体振荡器的截面示意图；

[0032] 图8为本发明的环量控制翼型的内部流道设计示意图；

[0033] 图中，1、环量控制翼型，2、射流通道，3、隔板，4、集气室，5、流体振荡器，6、康达表面。

具体实施方式

[0034] 下面结合附图和具体实施例对本发明进行详细说明。本实施例以本发明技术方案

为前提进行实施,给出了详细的实施方式和具体的操作过程,但本发明的保护范围不限于下述的实施例。

[0035] 实施例1

[0036] 如图7所示,一种基于无反馈振荡射流的无舵面翼型升力装置,包括环量控制翼型翼1以及设置在环量控制翼型1主体内部的无反馈管道的流体振荡器5和外部的康达表面6,环量控制翼型1主体内部还设有射流通道2、隔板3和集气室4;

[0037] 集气室4包括进气端和出气端,集气室4的孔径由进气端到出气端逐渐递增,射流通道2的一端连通有外部气源,另一端连通集气室4的进气端,集气室4的出气端连通流体振荡器5的整流端,隔板3固定在射流通道2和集气室4的腔体内。

[0038] 工作原理:当飞行器起飞或降落阶段,射流经射流通道2进入集气室4,同时被流道中不值得隔板分割成多道,多股射流分别流入流体振荡器5中,由于流体振荡器5自激发和自维持的非定常特性,流体振荡器5出口持续发出射流,由于流体振荡器5出口处为康达尔表面6,射流将为环量控制翼型1持续提供升力。

[0039] 本方案通过采用无反馈管道的流体振荡器5,由于此种流体振荡器能够产生更为均匀平滑的振荡,而且由于其没有反馈管道,横向尺寸较少,能够在翼型上进行更为紧密的阵列排布,提供更大的升力,有更强的环量控制效果。

[0040] 隔板3的数量为多个,各个隔板3等间距固定在集气室4内。隔板3的形状与集气室4内腔体的形状相对应。隔板3为流线型结构。相邻两隔板3之间形成流道,流道的数量为多个。

[0041] 考虑到翼型内的集气室及其至射流出口的流道的布置显著地影响环量控制翼型的表现,本方案中设计为有多个流线型隔板的进气结构,如图7所示,通过一个或多个流线型隔板3将集气室4等间距分隔,这种结构能够防止流动分离,以保证翼展方向的流动均匀性。

[0042] 流体振荡器5的数量为多个,各个流道的一端对应设有流体振荡器5。流体振荡器5的出流方向与环量控制翼型1的来流方向相同。

[0043] 环量控制翼型1采用高宽比为20%的椭圆翼型。

[0044] 射流通道2的中心轴线垂直于环量控制翼型1的来流方向。

[0045] 流体振荡器5等间距均匀布置在同一平面上,该平面平行于康达平面6。

[0046] 本实施还提供了高宽比为20%的椭圆翼型,其中椭圆的宽度为200mm,高度为40mm的具体实施方式。这里为了将后缘改为钝体表面,对弦长进行了一定的截取,将后表面改为半径11mm的圆形康达表面6,实际的弦长减少到了191mm,后缘的射流高度为0.5mm,这种尺寸结构的环量控制翼型1有良好的射流偏转及增升效果。

[0047] 除了后缘的尺寸设计,本方案中集气室4的截面形状为漏斗状,使集气室4的通道为渐缩式,在集气室4和射流通道2中固定了多个流线型隔板3,各个隔板将集气室4等间距的分隔成多个流道,对应流道的出口连通有流体振荡器5,通过改变翼型内的集气室4及其至射流口的流道布置,能够防止射流在流道中的流动分离,同时还能够保证翼展方向的流动均匀性。

[0048] 本实施例选择无反馈管道流体振荡器,如图6所示,其相比于常规双反馈管道的流体振荡器,其产生的自振荡更加的均匀平滑。

[0049] 本实施例中环量控制翼型1后缘的采用的无反馈管道的流体振荡器5各部位的尺寸如图8所示,此实施例中流体振荡器5出口喉部的宽度为3.2mm,高度为0.5mm,此喷嘴有约6个宽高比,这里选择较大的截面宽高比是因为较大的宽高比可以增加无反馈管道流体振荡器的振荡稳定性,便于提高射流速度,从而增强换量控制的效果。

[0050] 以上详细描述了本发明的较佳具体实施例。应当理解,本领域的普通技术人员无需创造性劳动就可以根据本发明的构思做出诸多修改和变化。因此,凡本技术领域技术人员依本发明的构思在现有技术的基础上通过逻辑分析、推理或者有限的实验可以得到的技术方案,皆应在由权利要求书所确定的保护范围内。

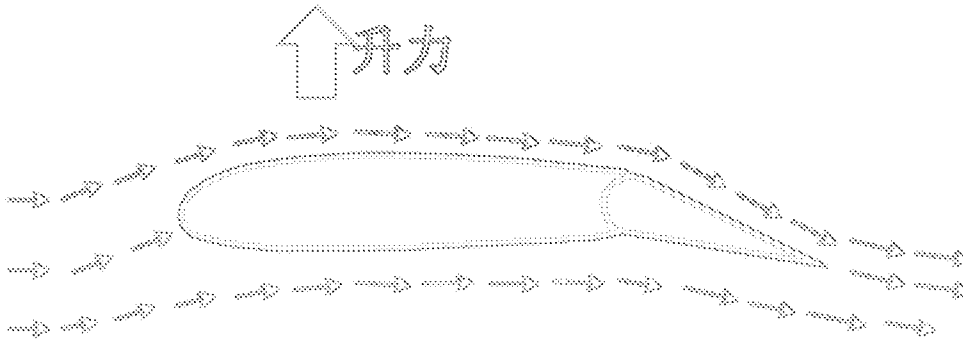


图1

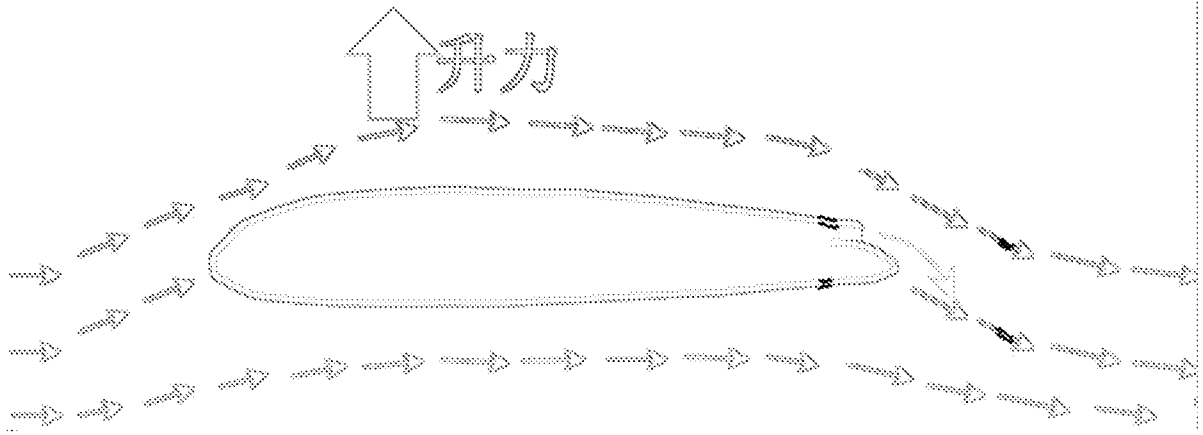


图2

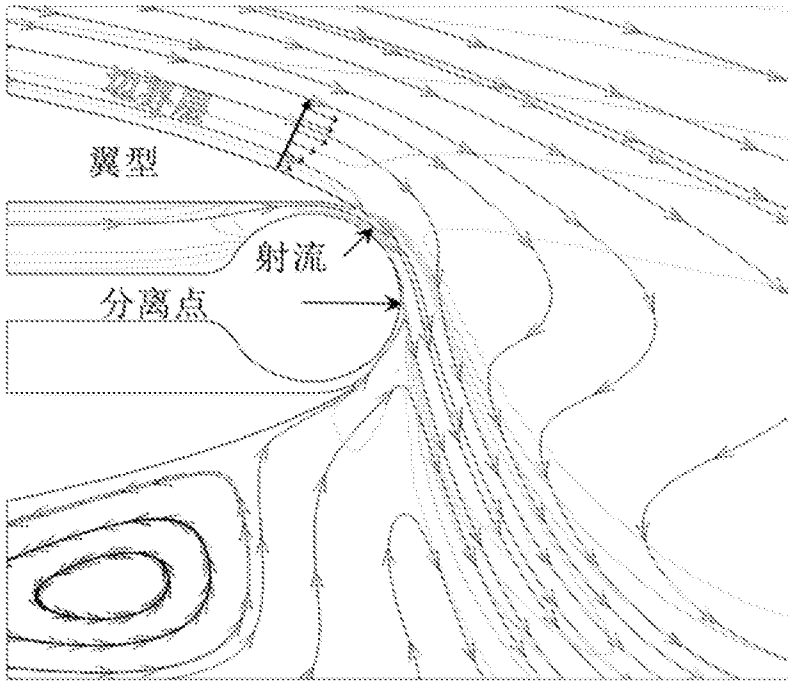


图3

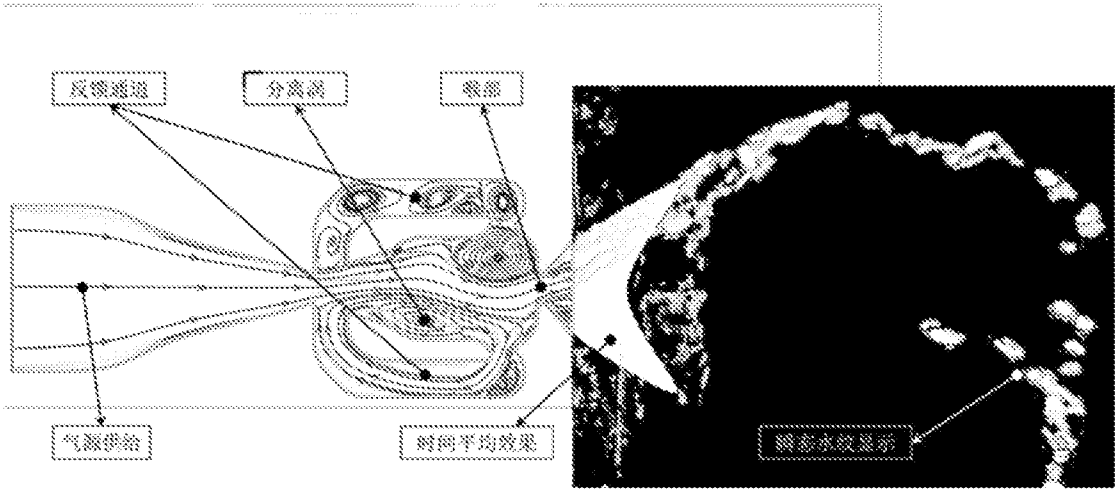


图4

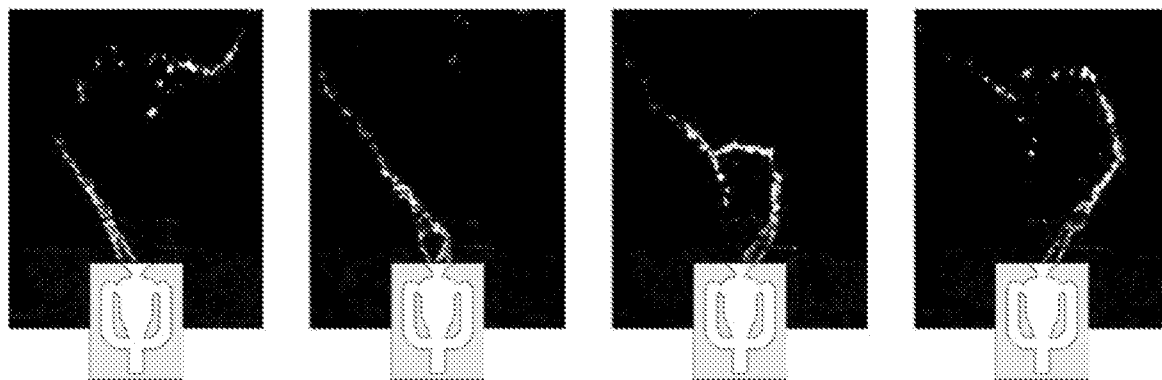


图5

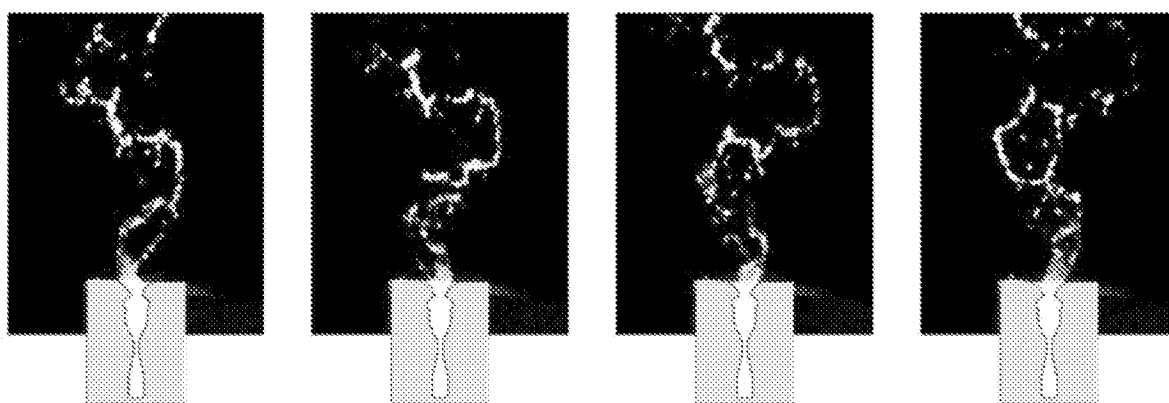


图6

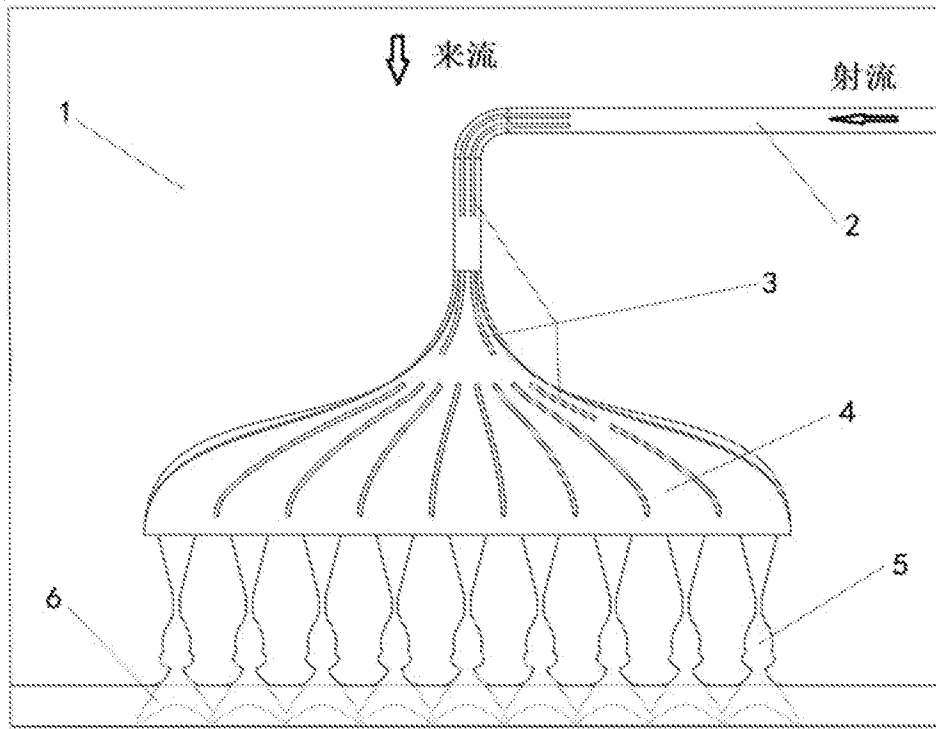


图7

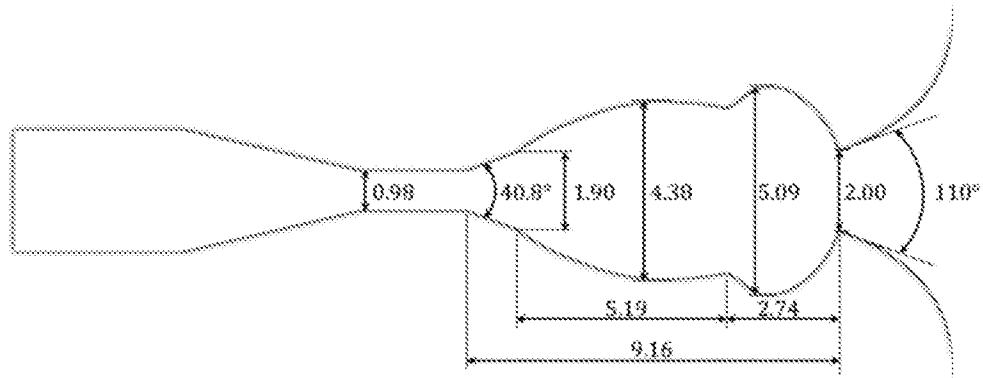


图8