



# 发明专利证书

Certificate of Invention Patent

中华人民共和国国家知识产权局

STATE INTELLECTUAL PROPERTY OFFICE OF THE PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA

证书号第 853351 号



# 发明专利证书

发明名称：微型飞行器的无翼悬停

发明人：S·罗伊

专利号：ZL 2007 8 0036093.1

专利申请日：2007 年 07 月 31 日

专利权人：佛罗里达大学研究基金公司

授权公告日：2011 年 10 月 19 日

本发明经过本局依照中华人民共和国专利法进行审查，决定授予专利权，颁发本证书并在专利登记簿上予以登记。专利权自授权公告之日起生效。

本专利的专利权期限为二十年，自申请日起算。专利权人应当依照专利法及其实施细则规定缴纳年费。本专利的年费应当在每年 07 月 31 日前缴纳。未按照规定缴纳年费的，专利权自应当缴纳年费期满之日起终止。

专利书记载专利权登记时的法律状况。专利权的转移、质押、无效、终止、恢复和专利权人的姓名或名称、国籍、地址变更等事项记载在专利登记簿上。



局长

田力普





# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101516728 B

(45) 授权公告日 2011. 10. 19

(21) 申请号 200780036093. 1

代理人 杨晓光 张静娟

(22) 申请日 2007. 07. 31

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

B64C 39/02 (2006. 01)

60/834, 265 2006. 07. 31 US

60/928, 207 2007. 05. 08 US

(85) PCT申请进入国家阶段日

2009. 03. 27

(86) PCT申请的申请数据

PCT/US2007/074874 2007. 07. 31

(56) 对比文件

US 6712312 B1, 2004. 03. 30,

JP 2006-88769 A, 2006. 04. 06,

CN 1673920 A, 2005. 09. 28,

EP 1524189 A, 2005. 04. 20,

审查员 张凯

(87) PCT申请的公布数据

W02008/016928 EN 2008. 02. 07

(73) 专利权人 佛罗里达大学研究基金公司

地址 美国佛罗里达州

(72) 发明人 S·罗伊

(74) 专利代理机构 北京市中咨律师事务所

11247

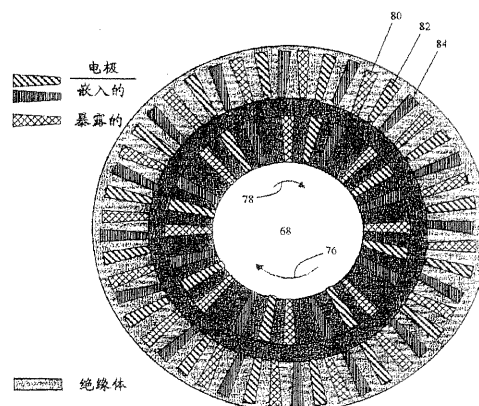
权利要求书 2 页 说明书 9 页 附图 10 页

## (54) 发明名称

微型飞行器的无翼悬停

## (57) 摘要

本发明的实施例涉及无翼悬停微型飞行器 (WHOMAV) 及其电源单元 (PSU)。实施例能够以合理的功率水平操作用于悬停并经受住期望的阵风。本发明的实施例可具有小于 15cm 的直径。实施例可具有一个或多个平滑 (连续曲率) 表面, 并可以利用电磁和 / 或电流体动力原理操作。具体实施例的无翼设计能够允许不具有转动或移动部件而操作。另外的实施例能够允许对周围流动条件的主动响应。还可以显著减小或避免由于不能束缚层流边界层而导致的低升阻比的问题和机翼效率的退化。可以通过在由聚合物绝缘体、电介质或其他具有绝缘性质的材料隔开的一组接地和供电电极之间施加脉冲 (交变 / rf) 电压来产生电磁力。



1. 一种悬停微型飞行器,包括主体,其具有贯穿其的孔洞;

多个电极对,其邻近所述主体的表面定位,使得当在每个电极对上施加电压时,每个电极对形成等离子体致动器,所述等离子体致动器产生近表面体积力;

电压源,其用于在所述每个电极对上施加电压,其中来自多个电极对中的每一对的近表面体积力的累积效应产生使得所述悬停微型飞行器悬停的力。

2. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述主体具有圆盘形状。
3. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述主体具有小于15cm的外直径。
4. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,还包括:

第二组多个电极对,其邻近所述主体的表面定位,使得当在所述第二组多个电极对中的每一对上施加电压时,所述第二组多个电极对中的每一对形成产生近表面体积力的等离子体致动器,其中来自所述第二组多个电极对中的每一对的近表面体积力的累积效应产生垂直方向的力。

5. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述多个电极对邻近所述主体表面的内部定位。

6. 根据权利要求4的悬停微型飞行器,其中第二组多个电极对邻近所述主体表面的外部定位,其中所述主体表面的外部从所述悬停微型飞行器径向面向外。

7. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,还包括:

一个或多个传感器,用以测量周围流条件。

8. 根据权利要求2的悬停微型飞行器,其中所述圆盘形状的主体被成形为使得处于中性平衡的悬停微型飞行器上的风力载荷处于或接近最小。

9. 根据权利要求2的悬停微型飞行器,其中所述圆盘形状的主体具有小于11cm的外直径。

10. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述主体具有小于5cm的高度。

11. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述主体包括空心部分。

12. 根据权利要求11的悬停微型飞行器,其中所述主体的空心部分由比空气轻的流体填充。

13. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中至少两个电极对共享接地电极。

14. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述电压源位于所述主体之内。

15. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中每个电极对包括接地电极和暴露电极,其中所述暴露电极位于所述主体的表面上。

16. 根据权利要求15的悬停微型飞行器,其中每个电极对还包括一个或多个附加电极,当在所述一个或多个附加电极和所述电极对的接地电极之间施加对应的一个或多个附加电压时,所述一个或多个附加电极的每一个形成产生近表面体积力的等离子体致动器。

17. 根据权利要求16的悬停微型飞行器,其中所述电极对和所述一个或多个附加电极形成不连续圆形电极组的一部分。

18. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中所述孔洞具有大于3cm的直径。

19. 根据权利要求1的悬停微型飞行器,其中来自多个电极对中的每一对的近表面体积力的累积效应在所述孔洞中产生涡旋流体柱。

20. 根据权利要求 1 的悬停微型飞行器,其中所述多个电极对邻近所述主体表面的内部定位。

21. 根据权利要求 1 的悬停微型飞行器,其中所述电压源是脉冲电压源。

22. 根据权利要求 1 的悬停微型飞行器,其中所述电压源是 RF 电压源。

23. 根据权利要求 16 的悬停微型飞行器,其中所述对应的一个或多个附加电压和在所述电极对上施加的电压是 RF 电压。

24. 根据权利要求 23 的悬停微型飞行器,其中所述一个或多个附加 RF 电压与所述 RF 电压异相位。

25. 根据权利要求 20 的悬停微型飞行器,其中所述主体表面的内部面向通过主体的所述孔洞。

## 微型飞行器的无翼悬停

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求于 2006 年 7 月 31 日提交的美国申请序列号 No. 60/834, 265 的优先权权益,并要求于 2007 年 5 月 8 日提交的美国申请序列号 No. 60/928, 207 的优先权权益,其全部内容,包括任何示图、表格或附图,都在此引入作为参考。

### 背景技术

[0003] 典型的无人驾驶飞行器 (UAV) 的翼展小于 15cm。在传统的有翼 MAV 中,控制表面以向风张开,因此对于其速度可比于飞行器飞行速度的阵风非常敏感。

[0004] 图 1A 中示出微型飞行器 (MAV) 中传统的升高产生机构。参照图 1A 的顶部,空气没有间隔地在翼表面上移动,使得常规机翼产生在翼后拖曳的稳定状态的驻涡。该涡流并不影响翼产生的升高。如图 1A 底部所示,扑翼能够通过每次扑打产生涡流管,从而产生升高。参照图 1A 的底部部分,在扑翼对的每次扑打之后形成束缚涡流,其中两个束缚涡流如图 1A 所示。束缚涡流产生三维尾流结构,该结构可被认为是涡流管。每次扑打之后形成的束缚涡流是扑翼的升高的来源。然而,该升力的大小并不稳定。图 1B 中画出扑翼导致的涡流管所产生的升力大小的特性。尽管扑翼在理论上模仿昆虫和鸟的性质,但是由刚性扑翼产生的升高很容易在温和阵风下被该涡流管的破裂所扰乱。由涡流管的破裂所导致的升高的扰乱对使用刚性扑翼的 MAV 的悬停能力造成严重限制。扑打飞行和机翼飞行的主要区别在于在扑打飞行中翼涡流的持续形成和消散。

[0005] 在高速气流的磁流体力学 (MHD) 控制领域已经有了显著的实验和理论成果。已经出于流体控制目的研究了外磁场对等离子体的影响。在 Bush (1958) 的第一计算论证之外, Zimmer (1969) 示出强磁场和等离子体将半球体前面的弓形激波的喷距改变 7.5 因子。最近,研究者 (Menart 等人) 示出磁场与等离子体结合并不改变流场。不过依然不清楚其精确的机制。

[0006] 射频 (rf) 诱导的表面电介质阻挡放电 (DBD) 所产生的电体积力 (electric body force) 可以用于低速流控制。一种这样的应用为通过诱导的壁射流将分离的流体重新贴合 (Roth, 2003 ;Corke 等, 2005 ;Roy 和 Gaitonde, 2005 ;Gaitonde 等, 2006)。

[0007] 本领域中存在对这样的 MAV 的需求,其相比于传统的有翼 MAV 对阵风更不敏感。

### 发明内容

[0008] 本发明的实施例涉及无翼悬停 (hovering) 微型飞行器 (WHOMAV)。WHOMAV 的实施例可以引入电源单元 (PSU), 其可包括例如电池或本领域中公知的其他适当电源。实施例能够以合理的功率水平操作于悬停并经受住期望的阵风。本发明的实施例可具有小于 15cm 的直径。实施例可具有一个或多个平滑 (连续曲率) 表面,并可以利用电磁和 / 或电流体动力原理操作。具体实施例的无翼设计能够允许不具有转动或移动部件而操作。另外的实施例能够允许对周围流动环境的主动响应。还可以显著减小或避免由于不能束缚层流边界层而导致的低升阻比的问题和机翼效率的退化。可以在通过在由聚合物绝缘体、电介质或

其他具有绝缘性质的材料隔开的一组接地和供电电极之间施加脉冲（交变/rf）电压来产生电磁力。也可以利用施加到上述电极的DC电流来提供力。在具体实施例中，可以利用永磁体，或者其他的磁场源，诸如电磁体来在设备中产生磁场，从而在载流导体上产生选择性偏置力（ $J \times B$ ）。可以改变导体中的电流和/或B场的强度来调节力。

[0009] 尽管所讨论的无翼 WHOMAV 设计的物理重量与传统的有翼微型飞行器（MAV）的重量相似，但是所讨论的 WHOMAV 的实施例可以提供以下三项优势中的一种或多种。首先，内表面可以控制运动，其中所述内表面并不暴露于阵风中，因而最小程度地受到周围气流的不稳定性的影响。其次，通过在垂直方向操纵加速度可利用内部核和外部弯曲表面来控制惯性。第三，处于中性平衡中的环形盘上的风力载荷处于或者接近最小。WHOMAV 的主体可以有各种设计和形状。在具体实施例中，主体被设计为将来自风力的载荷最小化。主体设计的一个实例包括，但不限于，圆盘形状。本发明的实施例可以引入一个或多个附加的技术用于提高能量效率，诸如使用微型致动器。各实施例在其对于可操纵性和阵风耐受性的响应上可以是独特的。具体实施例可充分地管理大量的依赖于时间的间隔，否则这些间隔会使得传统的机翼失速。

[0010] 除了实际的 MAV 之外，还可以将根据本发明的无翼设计引入用于各种其他应用。可以使用实验测试和数值模拟以寻找流场动力学、电磁结构和飞行力学的随后响应之间的关联。可以执行数值优化和对重量及效率的测试以优化设计。无翼设计中使用的升高机制也可以引入到有翼 MAV 中。此外，可以通过反馈机制使用对电动力体积力的精确控制来将关联于 MAV 的低 Reynolds 数条件下的间隔流最小化。也可以使用非传统的 MEMS 局部皮肤摩擦/剪切应力传感器来检测流体响应。响应于可能来自环境风和/或阵风的检测到的流体响应，可以驱动电极的各种排列用以产生力来适应于检测到的流体响应。

## 附图说明

[0011] 图 1A 和 1B 示出传统有翼微型飞行器的飞行动力学，其中图 1A 示出绕传统机翼上的流所产生的尾涡流以及其中利用扑翼产生的涡流管支撑升高的例子，图 1B 示出在利用扑翼的扑打周期中升力的大小以及该升力的不稳定特性；

[0012] 图 2A-2D 示出标准 RF 辉光放电单层致动器的示意图，其中图 2A 示出顺电相的实例，图 2B 示出蠕动多相流控制的实例，图 2C 示出标准单层设计，图 2D 示出放电怎样诱导微弱的局部壁空气喷射（ $U \sim 1-2\text{m/s}$ ）；

[0013] 图 3A-3C 示出静止氦气的等离子致动，其中图 3A 示出使用表面 DBD 进行流致动的实施例的示意图，图 3B 描述在暴露的电极附近的局部峰值，图 3C 示出沿不同方向的流向气体速度分布；

[0014] 图 4A 和 4B 示出数值模拟的结果，其中图 4A 示出证实了负电荷累积的电介质上的空间电荷分布以及电极形状对诱导的体积力的影响，图 4B 示出证实了相位滞后引起的蠕动效应的力和流束缚结果；

[0015] 图 5A 和 5B 示出本发明的一个实施例，其中图 5A 示出该实施例的示意图，图 5B 示出该实施例的电极布置；

[0016] 图 6A-6C 示出用于本发明一个实施例的表面的电极结构，其中图 6A 示出该实施例的多层设计示意图，用于提高的致动器性能，图 6B 示出稳态放电怎样在延伸区域中诱导出

相当大的体积力,导致壁射流速度大小的可能的数量级的增加,图 6C 示出可用于在延伸区域中诱导很大的体积力的另一电极排布;

[0017] 图 7 是具有增加的层数目的本公开的多层致动器的第二实施例的示意图;

[0018] 图 8 示明根据本发明的多层致动器的若干附加示例性实施例;

[0019] 图 9 示出可以用来产生反向旋转涡流的电极结构,所述反向旋转涡流可使得空气流过一个孔洞;

[0020] 图 10 示出根据本发明的多阻挡等离子体致动器 (MBPA) 的若干实施例的评估速度增加;

[0021] 图 11 示出根据本发明用于升力增强的致动器设计的实施例的放电;

[0022] 图 12 示出根据本发明的致动器的实施例的放电,其示出用于推力增强的宽 (约 4cm) 辉光;

[0023] 图 13 示出从根据本发明的致动器的实施例的一侧的放电照片,其示出相比于左手边的等离子体的厚度;以及

[0024] 图 14 示出根据本发明具有很宽辉光 (约 6cm) 的新的等离子体致动器的实施例。

### 具体实施方式

[0025] 本发明的实施例涉及无翼悬停微型飞行器 (WHOMAV)。WHOMAV 的实施例可以引入电源单元 (PSU),其可以包括例如电池或本领域中公知的其他适当的电源。实施例能够以合理的功率水平操作用于悬停并经受住期望的阵风。本发明的实施例可具有小于 15cm 的直径。实施例可具有一个或多个平滑 (连续曲率) 表面,并可以利用电磁和 / 或电流体动力原理操作。具体实施例的无翼设计能够允许不具有转动或移动部件而操作。另外的实施例能够允许对周围流动条件的主动响应。还可以显著减小或避免由于不能束缚层流边界层而导致的低升阻比的问题和机翼效率的退化。可以通过在由聚合物绝缘体、电介质或其他具有绝缘性质的材料隔开的一组接地和供电电极之间施加脉冲 (交变 /rf) 电压来产生电磁力。也可以利用施加到上述电极的 DC 电流来提供力。在具体实施例中,可以利用永磁体,或者其他的磁场源,诸如电磁体来在设备中产生磁场,从而在载流导体上产生选择性偏置力 ( $J \times B$ )。可以改变导体中的电流和 / 或 B 场的强度来调节力。

[0026] 尽管所讨论的无翼 WHOMAV 设计的物理重量可以与传统的有翼微型飞行器 (MAV) 的重量相似,但是所讨论的 WHOMAV 的实施例可以提供以下三项优势中的一种或多种。首先,内表面可以控制运动,其中所述内表面并不暴露于阵风中,因而最小程度地受到周围气流的不稳定性的影响。其次,通过在垂直方向操纵加速度可利用内部核和外部弯曲表面来控制惯性。第三,处于中性平衡中的环形盘上的风力载荷处于或者接近最小。WHOMAV 的主体可以有各种设计和形状。在具体实施例中,主体被设计为将来自风力的载荷最小化。主体设计的一个实例包括,但不限于,圆盘形状。本发明的实施例可以引入一个或多个附加的技术用于提高能量效率,诸如使用微型致动器。各实施例在其对于可操纵性和阵风耐受性的响应上可以是独特的。具体实施例可充分地管理大量的依赖于时间的间隔,否则这些间隔会使得传统的机翼失速。

[0027] 除了实际的 MAV 之外,还可以将根据本发明的无翼设计引入用于各种其他应用。可以使用实验测试和数值模拟以寻找流场动力学、电磁结构和飞行力学的随后响应之间的

关联。可以执行数值优化和对重量及效率的测试以优化设计。无翼设计中使用的升高机制也可以引入到有翼 MAV 中。此外,可以通过反馈机制使用对电动力体积力的精确控制来将关联于 MAV 的低 Reynolds 数条件下的间隔流最小化。也可以使用非传统的 MEMS 局部皮肤摩擦 / 剪切应力传感器来检测流体响应。

[0028] 本发明的实施例可以通过电动力学的力产生升力,该升力可以在期望的时长期间得以稳定并能够以局部化的方式得以精确控制。使用电动力学的力用于航天应用中遇到的许多(如果不是全部)速度状况的流控制是有利的。除了没有移动部件并具有快速的切换开 / 关能力之外,电磁设备具有以相对准确的方式施加很大的力的能力。最近的实验(Roth, 2003 ;Enloe 等, 2003) 和数值研究(Roy, 2005 ;Roy 和 Gaitonde, 2006a, b ;Gaitonde 等, 2005, 2006) 已经成功证实了低速下射频(rf) 诱导的介质阻挡放电(DBD) 的显著流控制效应,因而在此引入这样的 rf 诱导的介质阻挡放电技术的内容作为参考,上述技术可引入到本发明的实施例中。这些可被称为等离子体致动器的 rf 诱导的介质阻挡放电设备操作于合理的功率(watt) 下,但是在需要施加磁场以感生附加的洛伦兹力用于有效控制的较高流速度下会失去性能,将功率要求增加到 kW(Miles, 2000 ;Leonov 和 Bituryn, 2002)。引入无翼设计的本发明实施例可以提供以下优势中的一个或多个:(a) 明显更少的功率要求,(b) 不具有留下湍流特征的旋转机构,以及(c) 在合理的阵风情况下对产生足够升力和巡航速度的精确控制。为了产生更高的飞行速度,施加小的磁场是有益的。电体积力  $qE$  可以用于取代传统有翼 MAV 的翼。

[0029] 图 2 示出在低速下分别用于顺电相(图 2A 中)和蠕动(图 2B 中)流加速的 kHz 级 rf 诱导的大气辉光放电的示意图。在图 2B 中示出其实施例的表面放电中,一个电极典型地暴露到流表面,另一个电极嵌入到绝缘体层中,并从暴露于表面的电极偏移很短的流向距离。这样的标准布置可被称为单层设计。在另一个实施例中,暴露于流表面的电极可在电极和流环境之间具有介质涂布。放电产生的电场是该几何不对称性以及电子和离子各自完全不同的迁移率相关联的特征的结果。由间歇放电产生的净力诱导离子“风”,而离子-中性碰撞转移机制产生期望的类表面壁射流效应(Roy 和 Gaitonde, 2006 ;Roy 等, 2006)。

[0030] 流体对这些力的响应要求全流体方程的解超过在转变和湍流占主导的条件下的复杂结构(Gaitonde 等, 2005, 2006)。我们已经构建(图 2C)并测试(图 2D)了基于 Corke 等(2002) 的 Hultgren 和 Ashpis 的标准单层设计(AIAA-2003-1025)。放电在小区域中诱导体积力,其导致微弱的壁射流(Anderson 和 Roy, AIAA-2006-369)。将多相 rf 电源施加到电极上可以如图 2B 中右端示意性示出地那样将诱导的速度近乎加倍(Roth, 2003 ;Roy 等, 2006 ;Roy 和 Singh, 2006)。这样的结构和多相 rf 电源可以引入到本发明的实施例。然而,这可能要求合理的功率和昂贵的电源。这样的设计要求 kHz 的 rf 电源,并可能电弧击穿(参见图 2C 中的箭头),使得放电不稳定。

[0031] 图 3 示明这样的过程,通过该过程,即使在静止条件下的氦工作气体中,电动  $qE$  体积力主动地控制通过壁射流的诱导的流(Roy 等, APL, 2005)。图 3A 示出利用表面 DBD 进行流致动的示意图。图 3B 中电力  $qE$  关于电极-电介质表面的变化描述了以 5kHz 用 1kV(均方根) rf 电压供电的暴露电极附近的局部峰值。在图 3C 中沿不同位置示出在静止气体环境中该力诱导的流向气体速度分布。

[0032] 已经有若干研究(Roth, 2003 ;Enloe 等, 2003 ;Roy 等, 2006) 用以理解由电动力引

起的电和几何参数对流控制的影响。图4详述由电极形状和功率相位引起的上述模拟的影响。由于更高的电场浓度,更小的半径诱导出更多的力(图4A)。并且,以特定的相位差对电极供电增强了诱导力从而使壁射流速度几乎翻倍(图4B)。

[0033] 无翼悬停微型飞行器的实施例可具有足够的升力以允许飞行器的悬停。典型的有翼无人飞行器(UAV)具有小于15cm的翼展。本发明的实施例甚至可以小于15cm。根据本发明的WHOMAV的实施例可具有平滑、连续曲率的表面,并可具有利用电磁技术提供的升力。可以由供应给位于WHOMAV的中间空心部分中的表面电介质阻挡放电(DBD)的rf多相功率诱导出漩涡流体柱。将rf多相功率施加到表面DBD可以产生足够的向上,或向下的力用于悬停或着陆。WHOMAV的外表面,以及内锥面能够有助于飞行器的可操纵性。在具体实施例中,WHOMAV的标称巡航速度约为7-10m/s(23-33ft/s)。存在多种与根据本发明的WHOMAV的各种实施例的无翼设计相关的益处。这样的优势包括,但不限于,以下中的一种或多种:没有旋转部件,没有移动部件,对周围流状况的主动响应。此外,通过反馈机制利用对电动体积力的精确控制可以将与MAV相关的低Reynolds数条件下的分离流最小化。还可以显著减小或避免由于不能束缚层流边界层而导致的低升阻比的问题和机翼效率的退化。

[0034] 根据本发明实施例的WHOMAV的基本几何形状可以为沿内部孔洞和外表面具有角度弯曲形状的空心圆环。圆锥形状可以通过流体加速增强升力用于快速向上运动,以及延迟向下运动用于逐步着陆。图5A示出这样的共轴设备的示意图。形成贯穿WHOMAV的孔洞的内表面可以倾斜为使得孔洞在设备顶部的直径小于孔洞在设备底部的直径。在一个实施例中,WHOMAV具有大于3cm的内径,小于11cm的外径,以及小于5cm的高度。其他实施例可以采用其他的电极结构,诸如沿外围不连续的圆形电极。图5A和5B中示出的WHOMAV实施例的典型内外平均尺寸分别为4cm和10cm,标称高度为4cm。设备可以被设计成一个空心壳以减小重量并增加结构硬度。它还可以有助于容纳电源单元。在具体实施例中,可以用与设备所在的环境流体不同的流体填充空心体。实例包括,但不限于,比环境流体轻的流体,诸如比空气轻的流体,用以帮助升高上述设备。设备的主体可以采用各种材料,包括但不限于,含碳型材料、塑料、木质(诸如软木)、金属、柔性材料,以及电介质材料。

[0035] 参照图5A,在表面76顶部定位有三个同心不连续圆形电极60,62和64,它们由隔断66断开成不连续的部分。这些同心电极60,62和64可以相对于在形成上表面76的主体层定位,和/或更像图6A所示的电极一样相对于形成底层74的主体层定位,由此驱动电极产生朝向或远离WHOMAV中心的径向流。

[0036] 以不同的驱动电压驱动环绕设备定位的不同段可产生在一个方向的净力,从而帮助设备水平移动。可以在上表面76上定位其他不连续同心电极组以增强流。在其他实施例中,相比于本公开中所述,也可以采用一组具有多于三个的电极的电极组。实施例还可以在内表面72和/或外表面70引入不连续的圆形电极,以产生升高或向下的力。根据需要,内表面和/或外表面上的圆形电极组可以是连续的。

[0037] 参照图5B,示出定位在设备的内表面72和外表面70上的多组电极80,82和84,如同图6A示出的电极。驱动内表面和/或外表面上的多个电极组可以产生圆形流,诸如76和78,该圆形流可以产生旋转壁射流并转动WHOMAV的主体。在其他实施例中,相比于本公开中所述,可以采用具有一组多于三个电极的电极组。实施例还可以在设备的上表面和/或底面引入这样的电极组,以产生圆形流和/或旋转该设备。可以选择性地驱动这些电极

组来产生在水平方向移动设备和 / 或与检测的风或阵风相抵消的流。

[0038] 在其他实施例中,可以容易地放大或缩小尺寸,并可以实施其他的几何形状。在共轴几何形状中,可以用电极层涂布内表面和外表面。这些电极被选择性地暴露或使用例如陶瓷或聚合物绝缘套管涂布。图 5A 示出的实施例的电极布置如图 5B 所示。在一个实施例中,可以利用一系列多层致动器。图 6A 示出一个代表性多层设计的示意图。已经利用 60Hz 频率的电源针对平板上的单个致动器测试了这样的布置。产生的放电是稳定的,并遍布工作表面上更大的区域(参见图 6B),产生近乎 4 倍更强的壁射流峰值。可以将图 6A 中的物理参数,例如 a, b 和 c 优化用于期望的致动器性能。

[0039] 在一个实施例中,可以用选择的相位差对图 6A 中示出的致动器的电极供电。对于低 mA 范围的电流和电极之间施加的几百伏特(均方根)电势差,由于  $10^6$ - $10^7$  伏/cm 的电场而产生密度  $10^{12}$ - $10^{13}$  cm<sup>-3</sup> 的辉光(微型)放电等离子体。该等离子体的厚度在几个德拜长度之内,即,几毫米到小于 1 毫米。诱导的 qE 力非常局部,但是该体积力与周围流体之间的洛伦兹相互作用产生沿设备的圆锥内表面和外表面旋转的逐步加速的壁射流。该旋转壁射流将诱导出强度  $\Gamma$  的涡流。广义 Kutta-Joukowski 定律描述了  $F = \rho U \times \sum_{i=1}^n \Gamma_i$ , 其中 F 为自由流 U 中的 n 个涡流产生的系统上的总力。因此,可以利用以下描述的流控制机制产生足够的升力用于悬停。可以将电极布置为使得能够维持受控循环  $\Gamma$ 。在一个实施例中,可以利用图 5A 所示的电极的多层布置,从而通过以下描述的流控制机制允许最高达 7-10m/s 的水平诱导速度。

[0040] Paschen 定律规定,在工作介质中电离的最有能量效率的点为 Stoletow 点。对于空气来说,最大电离需要最小 360V 的击穿电压,以及气压与电极之间距离的乘积  $p \cdot d = 5.7$  Torr-mm。对于流控制,利用接近气压的施压,最大体积电离所必需的可允许电极间距为  $d = 77$  微米。利用多层微型致动器设计的实施例可以实现这样的电极间距。作为单层致动器的替代,可以利用多层致动器。多层致动器可具有若干层电介质,每层封装一个电极。

[0041] 图 6A 示出双层实施例的示意图。在一个实施例中,电极间距离 d 保持在几微米,减小或消除对 kHz rf 功率的要求。在电极 2 和电极 4 之间施加电压 10,在 6 和电极 4 之间施加电压 20。对于图 6B 所示的测试,通过氛变压器对电极供以壁交流电源(60Hz),并对电极进行稳定辉光测试,辉光延伸到比图 1 所示的单层设计大得多的宽度。测量显示出诱导射流速度增加四倍( $\sim 4U$ )。在一个实施例中,可以使用以脉冲交流/直流电源供电的一组相位滞后电极。可以将这样的一组相位滞后电极诱导的壁射流大小提高一个数量级,也就是最高达 7-10m/s。这样的诱导壁射流大小足以用于所讨论的 WHOMAV 实施例的合理巡航速度。图 6C 示出与图 6A 的实施例相似的实施例,其具有附加电极 7,该电极 7 可相对于接地电极 (ground electrode) 4 驱动,与电极 2 和 6 异相位,用以增强流动。

[0042] 图 7 示出多层布置的极其大的加速增益(也就是,  $> 15U$  诱导速度)。在最接近表面的电极 11 和接地电极 13 之间施加电压图形 15,而在电极 12 和接地电极 13 之间施加电压图形 16。这可以用与单层布置相同的等离子体能量密度实现。在其他实施例中,可以增加层的数目以增加等离子体涂布的表面面积。这意味着诱导出更大的 EHD 体积力和产生的气体速度。同样,在该速度下,小尺度的湍流主导流致动过程。进一步地,微米级别的绝缘体厚度会影响诱导的力。可以分别在各种结构和图形中定位并驱动电极以诱导各种流图

形。例如,如图 9 所示,流致动可用于产生大或小的反向旋转涡流。基于施加的相位差,这些反向旋转涡流管可以轻微或严重偏移。图 9 示出可以为例如设备孔洞 68 的孔洞 37,由此反向旋转涡流管将流驱动通过孔洞 37。在一个实施例中,可以产生与形成不同主体形状的结构相似的各种涡流结构。例如,对于以选择的占空比操作于  $\pi/2$  相位差的电极组,可以很容易地产生流过柱形物体的 Karman 涡街 (vortexstreet)。还可以利用这样的设计实现合成射流的有力替代。

[0043] 图 8 示明根据本发明的多层致动器的若干附加示例性实施例,示出各种几何和电结构。可以利用各种绝缘体材料,诸如 KAPTON™ 和 TEFLON™ 及其组合用于电介质材料中最小的热损失。本发明的多层致动器可例如具有任意的绝缘层数目、绝缘厚度、电介质强度、电极数目、电极宽度、电极间间隙、施加频率、占空比,以及电压。图 10 示出根据本发明的多阻挡等离子体致动器 (MBPA) 的实施例的评估速度增加。图 11 示出根据本发明用于升力增强的致动器设计实施例的放电。图 12 示出一种致动器实施例的放电,其示出用于推力增强的宽 (约 4cm) 辉光。图 13 示出从本发明实施例侧的放电照片,其示出相比于左手边的等离子体的厚度。图 14 示出根据本发明具有很宽辉光 (约 6cm) 的等离子体致动器的实施例。

[0044] 在传统的有翼 MAV 中,控制表面朝向风张开,因此对于其速度可比于飞行器飞行速度的阵风非常敏感。所讨论的 WHOMAV 的实施例的物理重量可与传统的 MAV 的重量相似。但是所讨论的 WHOMAV 可具有两项主要的优势。首先,所讨论的 WHOMAV 具有并不暴露于阵风中的内表面,因而最小程度地受到周围气流的不稳定性的影响。其次,通过在垂直方向操纵加速度可利用该表面来控制惯性。用于传统 MAV 的功率管理技术可以引入所讨论的 WHOMAV 的具体实施例中。还可以使用微型致动器提高能量效率。引入不暴露于阵风的内表面 (也可以通过在垂直方向操纵加速度利用该内表面来控制惯性) 能够允许可操纵性和阵风耐受性,并能够允许管理大量的依赖于时间的间隔,否则这些间隔将典型地使得传统的 MAV 机翼失速。此外,可以通过反馈机制使用对电动体积力的精确控制来将关联于 MAV 的低 Reynolds 数条件下的间隔流减小或最小化。根据所讨论的 WHOMAV 的实施例,也可以使用非传统的 MEMS 局部皮肤摩擦 / 剪切应力传感器来检测流体响应。

[0045] 在一个实施例中,可以将电极束缚于仪器和高电压电源,用以精确监视操作并确定在什么条件下发生起飞。在其他实施例中,可以环绕圆形平面的外表面外围安装更多的电极。这些电极也可以被连接到高电压电源,并可以产生水平方向的运动。可以在圆形设备在空气中浮动的同时通过仪器监视气流的速度和温度。可以获得并审阅实验数据,由此可以优化电极的位置,使得使用最小量的功率用于设备的期望垂直升力和水平运动。

[0046] 在另一个实施例中,电源位于 WHOMAV 之内,而不显著增加 WHOMAV 的总体质量。在具体实施例中,这可以通过利用基于 MOSFET 的驱动电路技术使用环氧树脂封装的高压源来实现。

[0047] 在此参考或引用的所有专利、专利申请、临时申请以及公开在此整体引入作为参考,包括所有附图和图表,限度为它们与本说明书的明确教导相一致。

[0048] 应该理解,这里描述的实例和实施例仅仅用于说明目的,根据这些实例和实施例做出的各种变型或改变对本领域技术人员是容易想到的,因而将要包含在本申请的精神和范围之内。

[0049] 参考文献

- [0050] 1. Anderson, R. and Roy, S., AIAA-2006-369.
- [0051] 2. Ashpis, D. and Hultgren, L., AIAA-2003-1025.
- [0052] 3. Bityurin, V. A., Bocharov, A. N., Lineberry, J. T., and Suchomel, C., "Studies on MHD interaction in hypervelocity ionized air flow over aero-surfaces," AIAA 2003-4303, 2003.
- [0053] 4. Bush, W. B., "Magnetohydrodynamic-hypersonic flow past a blunt body," Journal of Aerospace Science, Vol. 25, 1958, p. 685.
- [0054] 5. Colozza, A., NIAC Phase I Report, Planetary Exploration Using Biomimetics, Nov. 2000.
- [0055] 6. Corke, T. C., Jumper, E. J., Post, M. L., Orlov, D. and McLaughlin, T. E., AIAA-2002-0350.
- [0056] 7. Gaitonde, D., Visbal, M. and Roy, S., AIAA-2006-1205.
- [0057] 8. Gaitonde, D., Visbal, M. and Roy, S., AIAA-2005-5302.
- [0058] 9. Jüttner, B., IEEE Trans. Plasma Sci. PS-15(1987) 474-480.
- [0059] 10. Kimmel, R., Hayes, J., Menart, J. and Shang, J., "Effect of Magnetic Fields on Surface Plasma Discharges at Mach 5," AIAA-2004-2661, June 28-July 1, 2004.
- [0060] 11. Kumar, H. and Roy, S., Physics of Plasmas, 12(9), 093508, 2005.
- [0061] 12. Kuo, S. P. and Bivolaru, D., "A physical mechanism of the plasma effect on shockwaves," AIAA 2003-0527, January 6-9, 2003.
- [0062] 13. Leonov, S., Bityurin, V., and Yarantsev, D. "The effect of plasma induced separation," AIAA 2003-3852, June 23-26, 2003.
- [0063] 14. Leonov, S. B. and Bityurin, V. A., AIAA-2002-5209.
- [0064] 15. Miles, R. B., AIAA-2000-2324.
- [0065] 16. Menart, J., Shang, J., Kimmel, R. and Hayes, J. "Effects of magnetic fields on plasma generated in a Mach 5 wind tunnel," AIAA 2003-14165, June 23-26, 2003.
- [0066] 17. Menart, J., Malik, S., and Lin, L., "Coupled radiative, flow and temperature analysis of a free-burning arc," Journal of Physics D: Applied Physics, Vol. 33, pp. 1-13, 2000.
- [0067] 18. Roth, J. R., Physics of Plasmas, 10(5), 2117(2003).
- [0068] 19. Roy, S., 2005, "Flow actuation using radio frequency in partially-ionized collisional plasmas," Applied Physics Letters, 86(10) 101502.
- [0069] 20. Roy, S. and D. Gaitonde, 2005, "Modeling surface discharge effects of atmospheric RF on gas flow control," AIAA-2005-0160, 43rd Aerospace Sciences Mtg., Reno, NV.
- [0070] 21. Roy, S. and D. Gaitonde, 2004, "Radio frequency induced ionized collisional flow model for application at atmospheric pressures," J. Appl. Physics, 96(5) 2476-2481.
- [0071] 22. Roy, S., B. P. Pandey, J. Poggie and D. Gaitonde, 2003, "Modeling low pressure plasma-sheath with space charge effect," Physics of Plasmas,

10(6) 2578-2585.

[0072] 23. Roy, S., 2004, "Self consistent electrode model for magnetoplasmadynamic thrusters application," AIAA-2004-3469, 40th Joint Propulsion Conference, Florida.

[0073] 24. Roy, S., P. Mikellides and D. R. Reddy, 2002, "Effective conversion of exit enthalpy in aMPD thruster," AIAA-2002-0917, 40<sup>th</sup> Aerospace Science Meeting, Reno, NV.

[0074] 25. Roy, S. and Gaitonde, D., Physics of Plasmas, 13(2), 023503, 2006.

[0075] 26. Roy, S., Singh, K. P. and Gaitonde, D., Applied Physics Letters, v88, n12, 121501, 2006.

[0076] 27. Roy, S., Singh, K. P., Kumar, H., Gaitonde, D. and Visbal, M., AIAA-2006-0374.

[0077] 28. Shneider, M. N., Macheret, S. O., and Miles, R. B., "Nonequilibrium magneto hydrodynamic control of scramjet inlets," AIAA 2002-2251, May 20-23, 2002.

[0078] 29. Shang, J. S., Hayes, J., Menart, J., and Miller, J., "Blunt body in hypersonic electromagnetic flow field," Journal of Aircraft, Vol. 30, p. 314, 2003.

[0079] 30. Singh, K. P. and Roy, S., Journal of Applied Physics, v98, n8, 083303, 2005.

[0080] 31. Ziemer, R. W., "Experimental investigations in magneto-aerodynamics," American Rocket Society Journal, Vol. 29, 1969, p. 642.

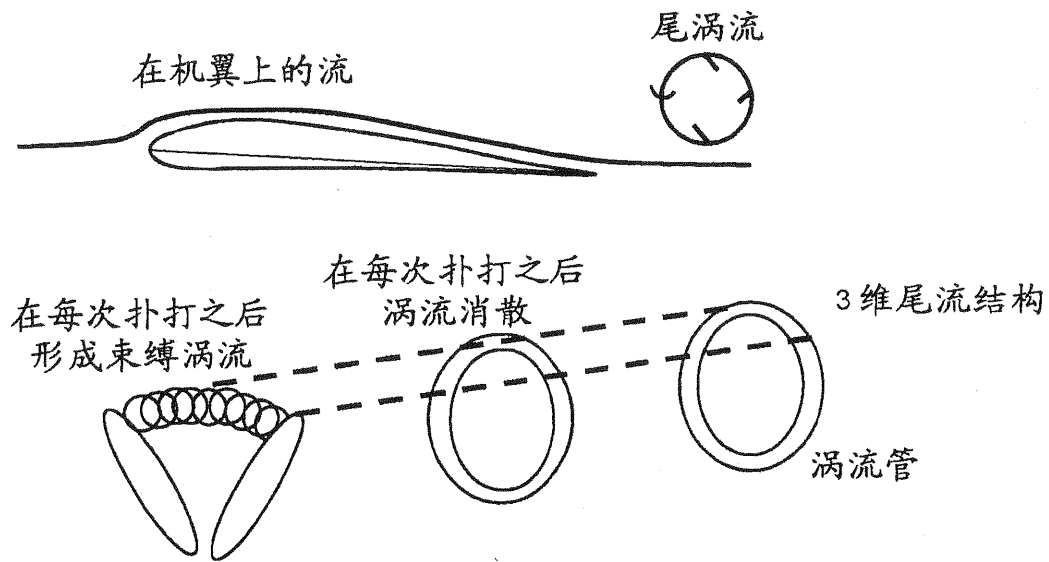
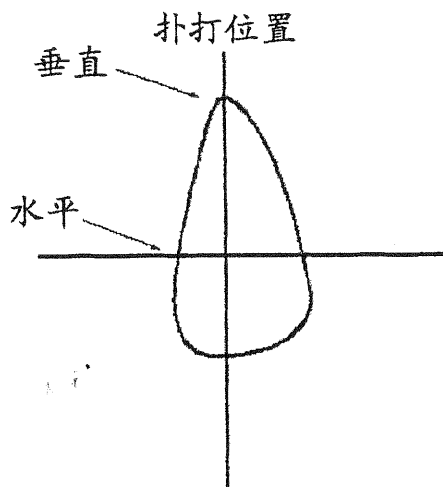


图 1A



- 在扑打开始升力为 0
- 在向下扑打的后半段增加并达到其极值
- 在向下扑打结束时开始减小
- 在整个向上扑打中变为负值

图 1B

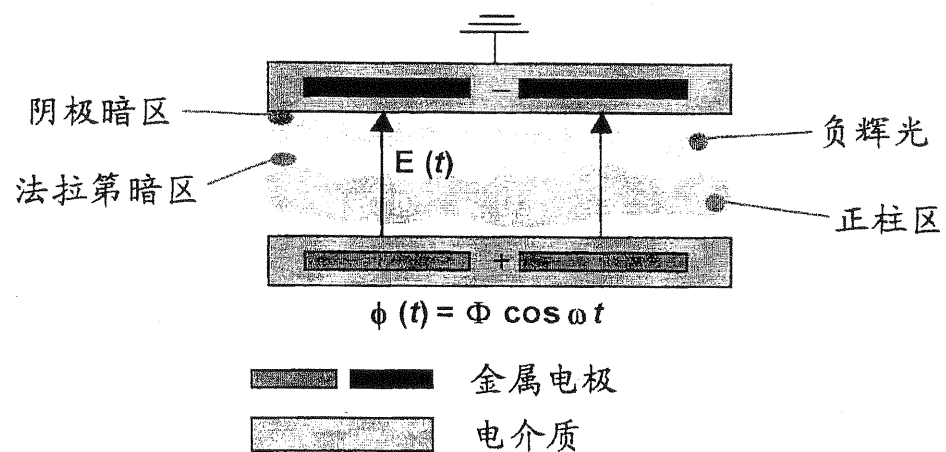


图 2A

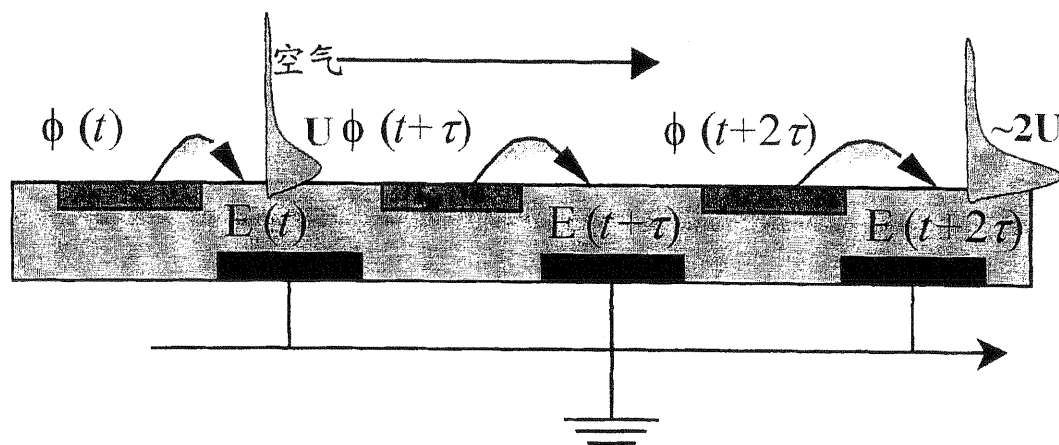


图 2B

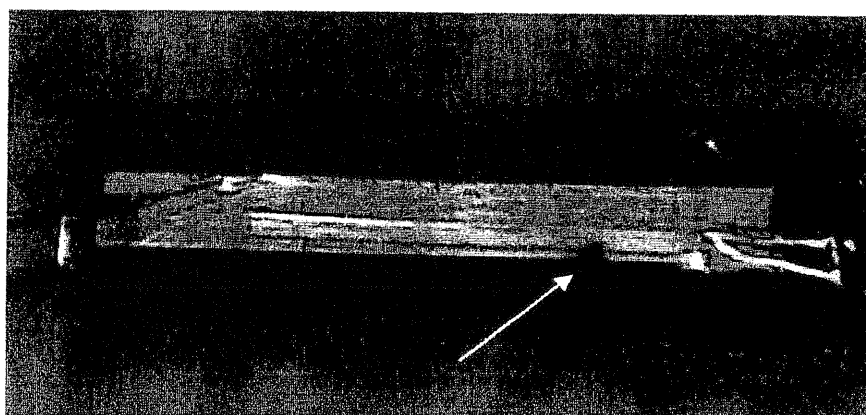


图 2C

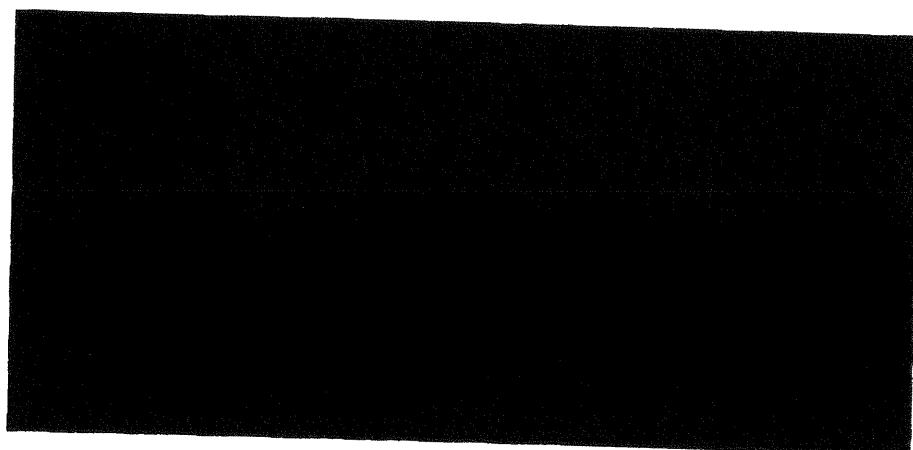


图 2D

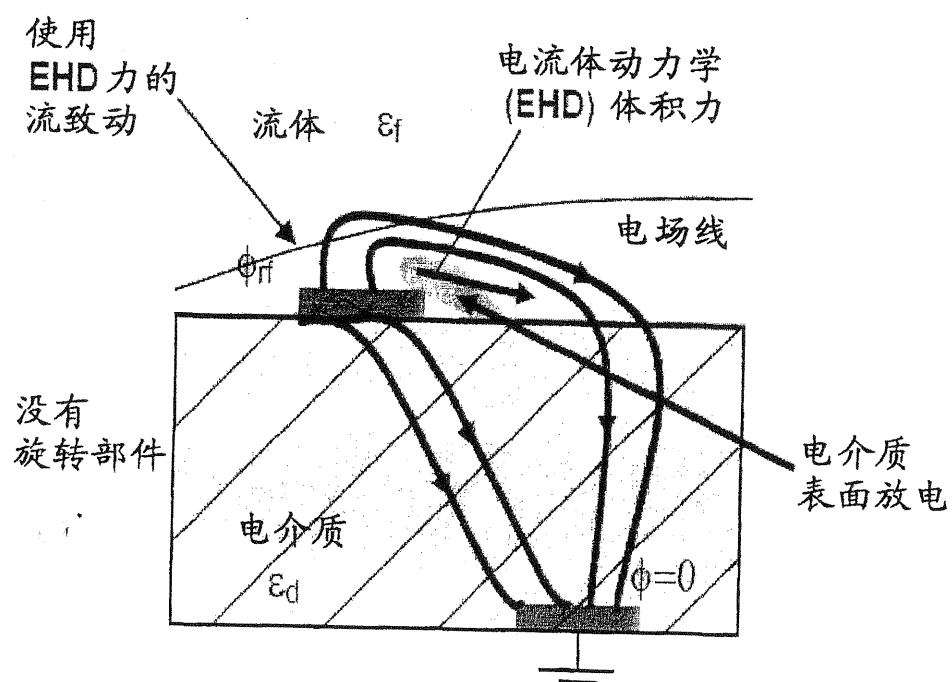


图 3A

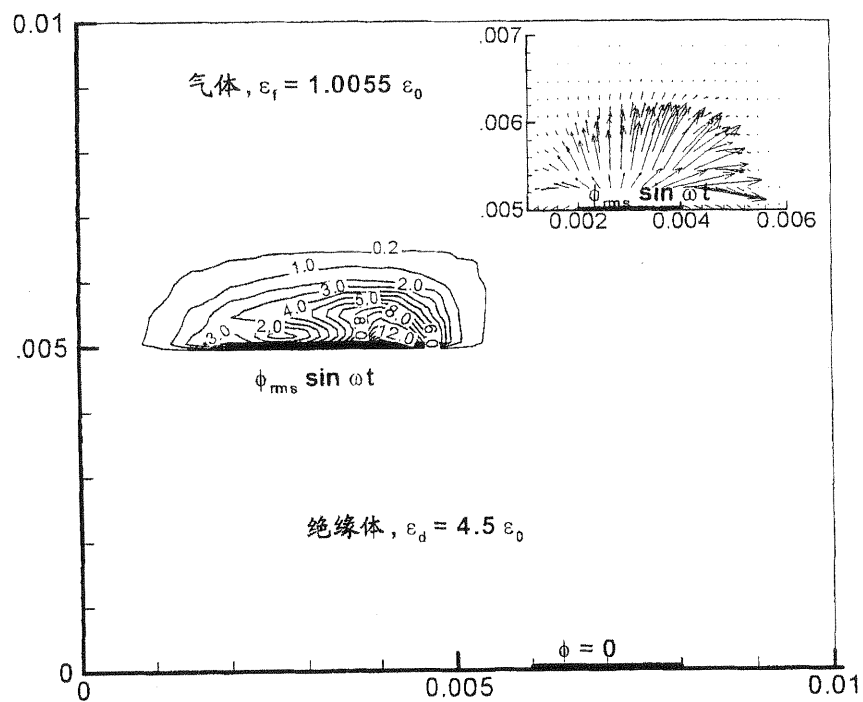


图 3B

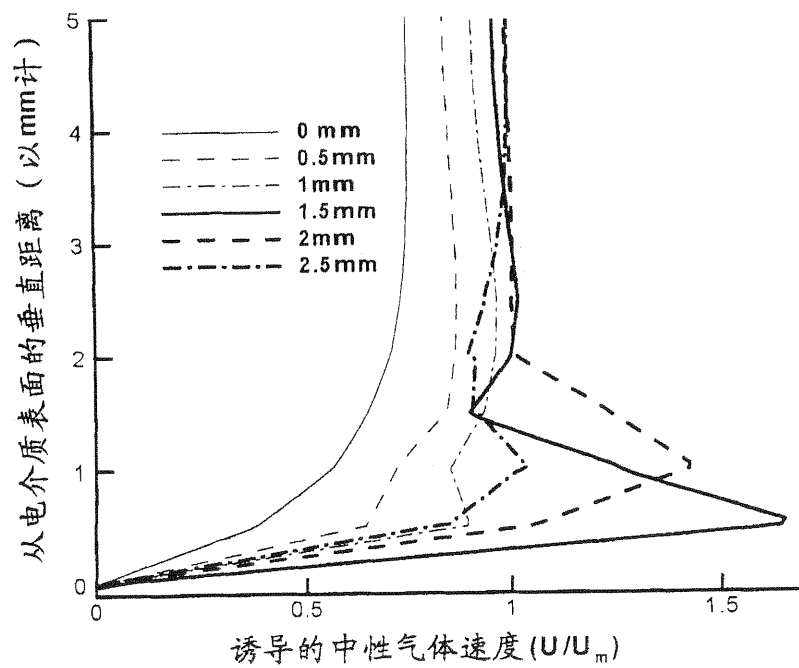


图 3C

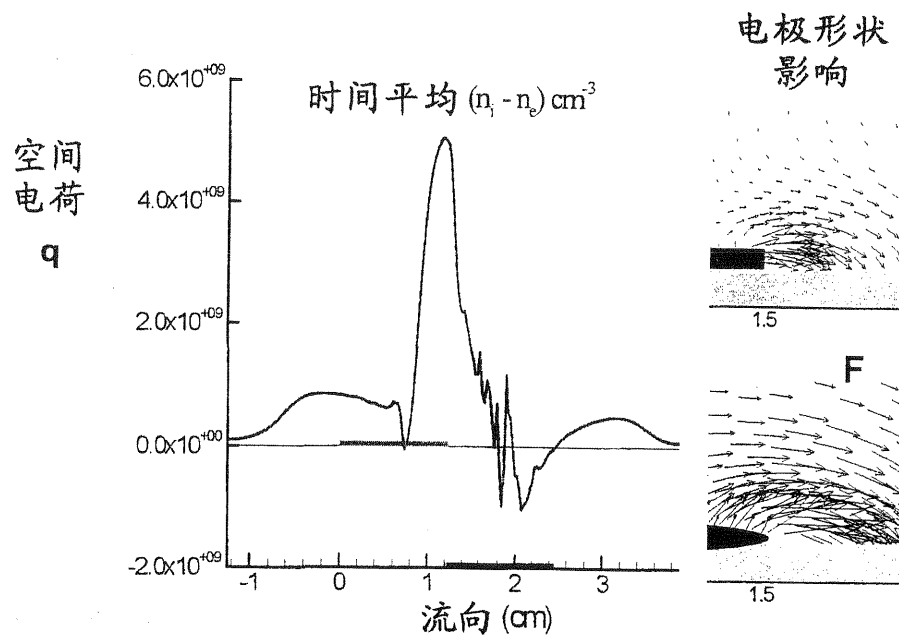


图 4A

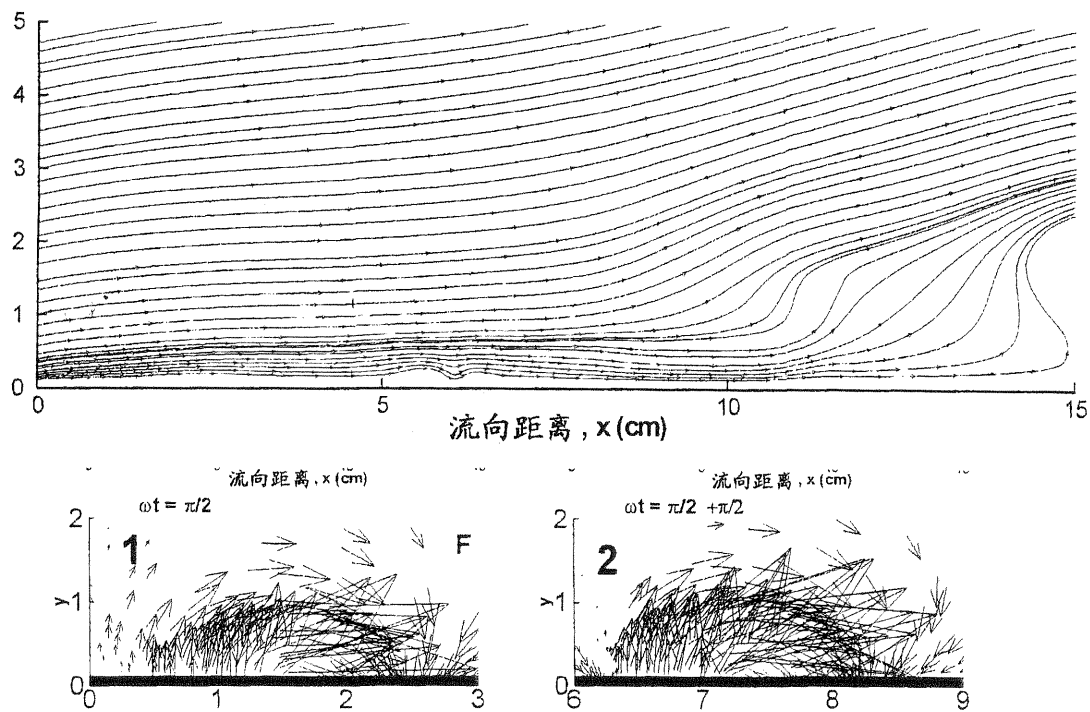
具有  $\pi/2$  的相位滞后的电极对

图 4B

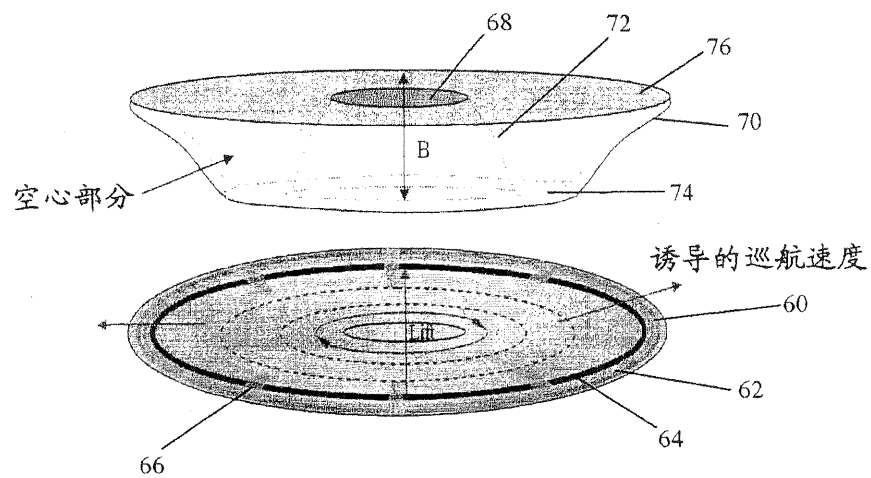


图 5A

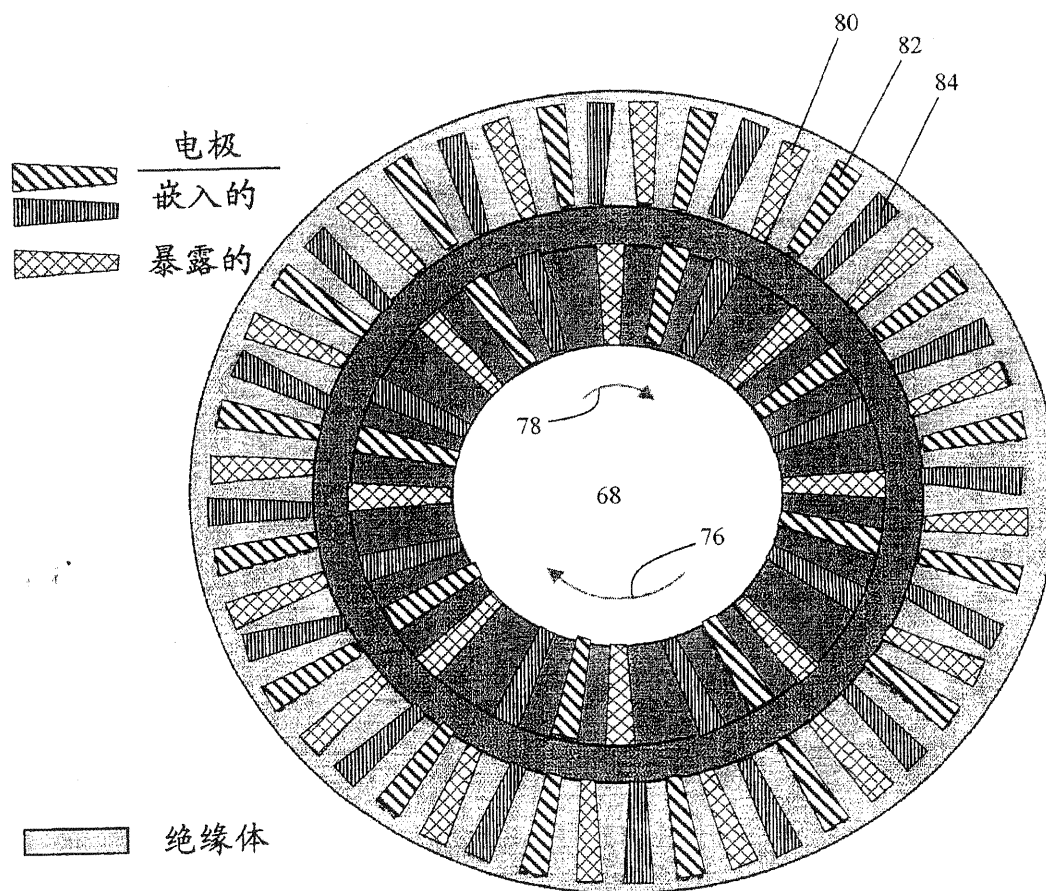


图 5B

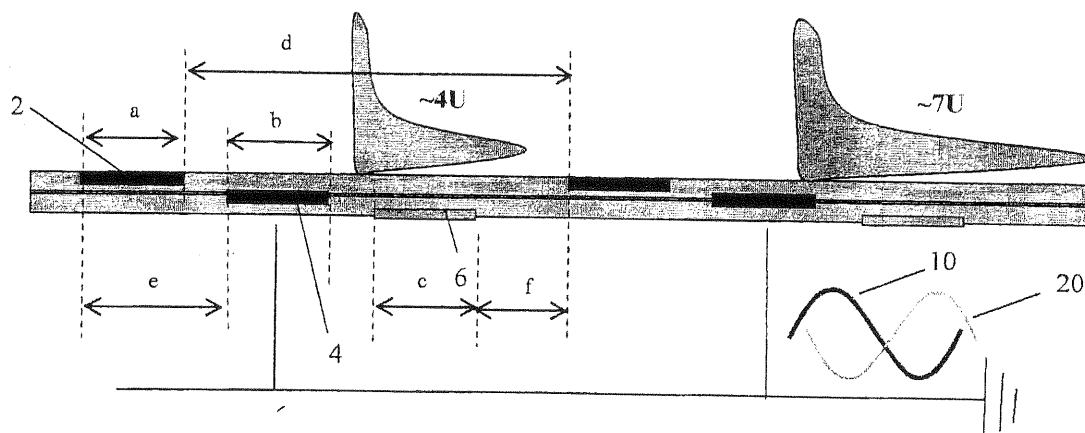


图 6A

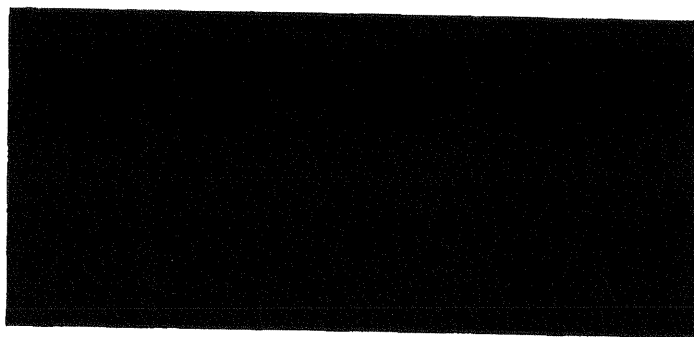


图 6B

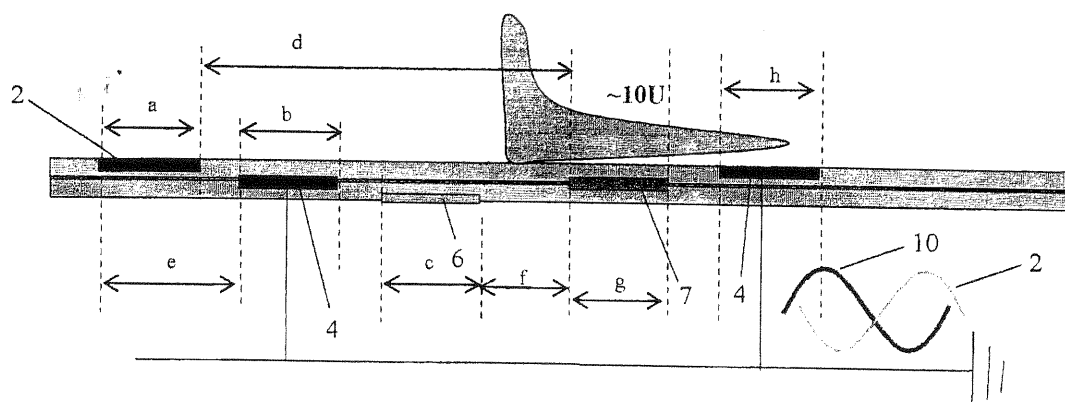


图 6C

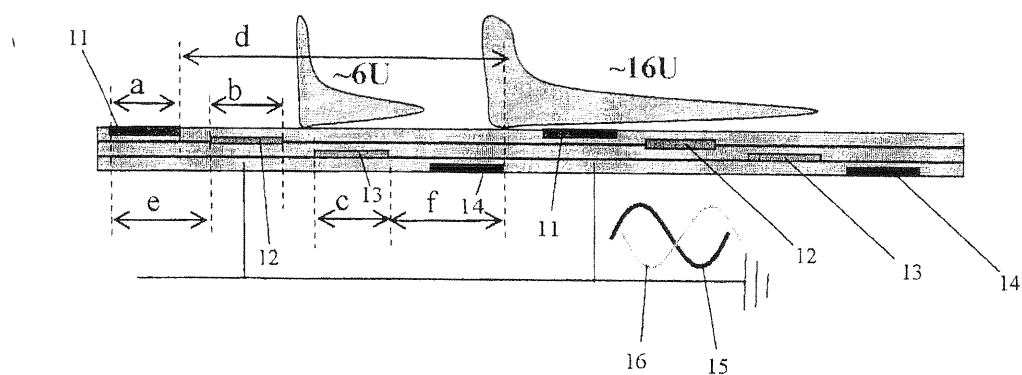


图 7

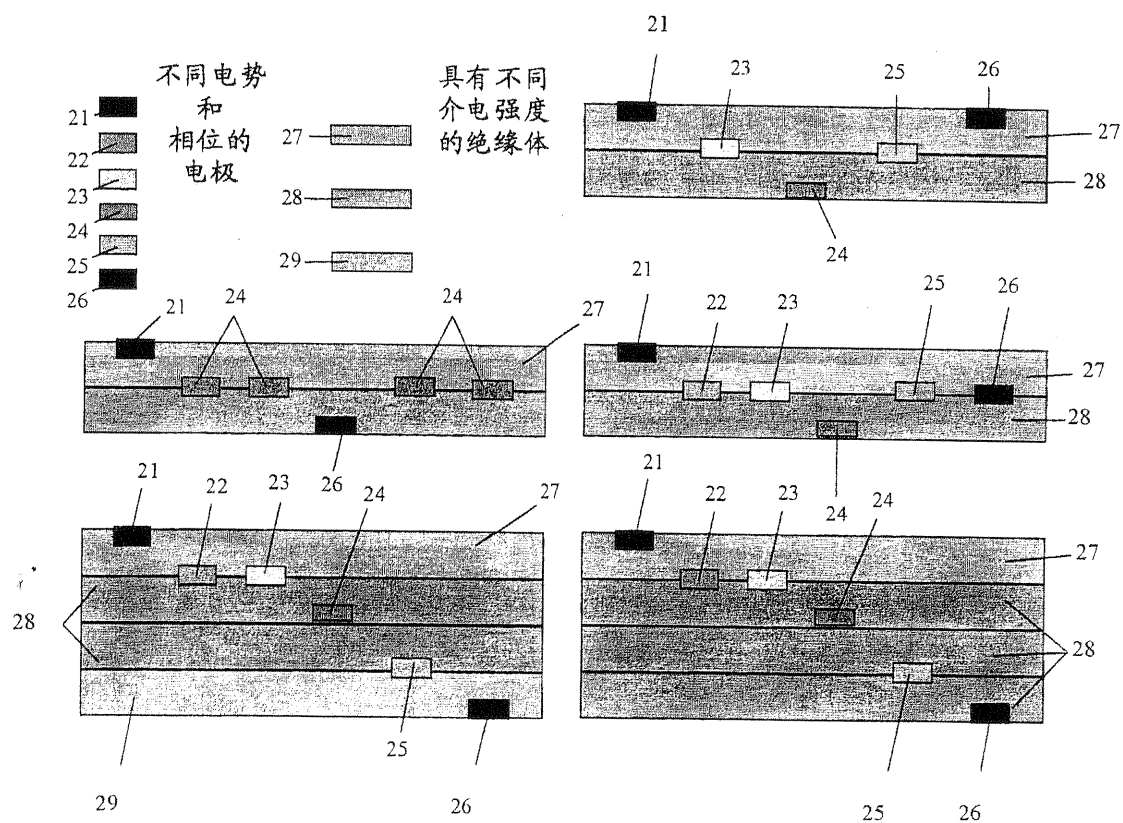


图 8

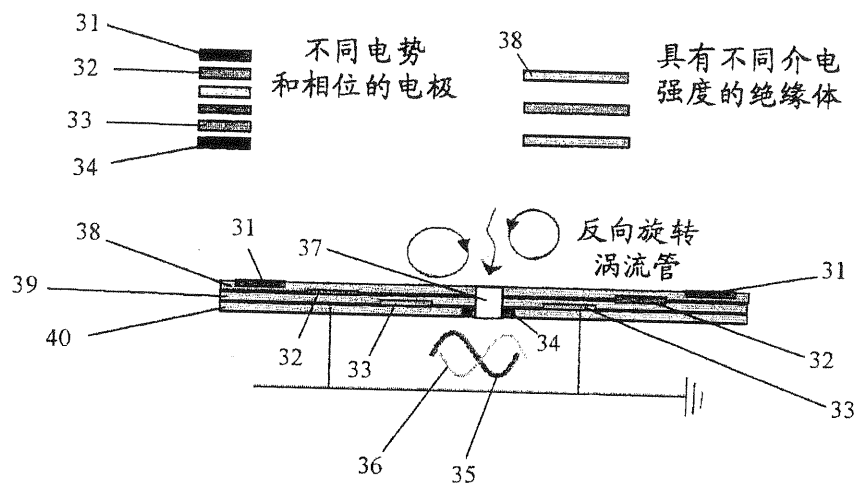


图 9

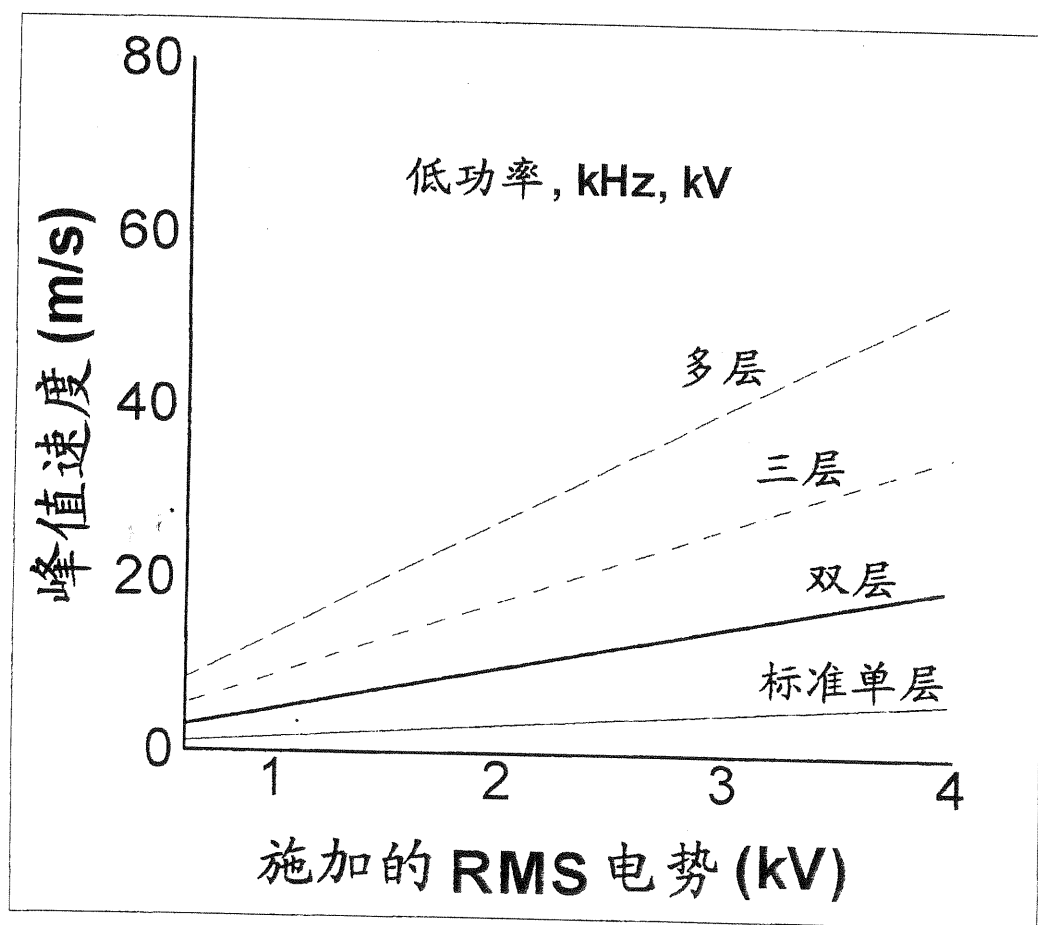


图 10

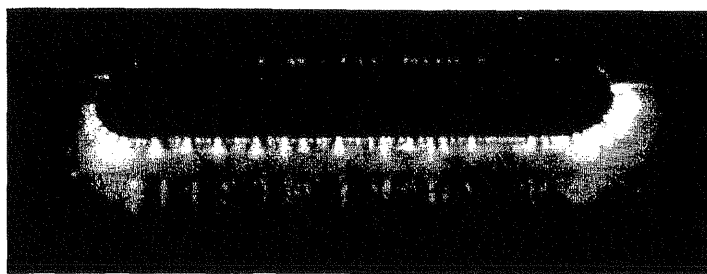


图 11

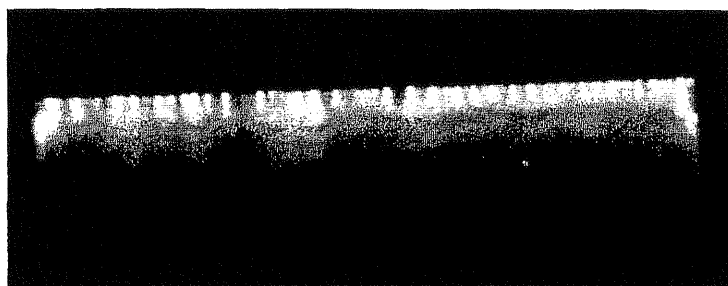


图 12

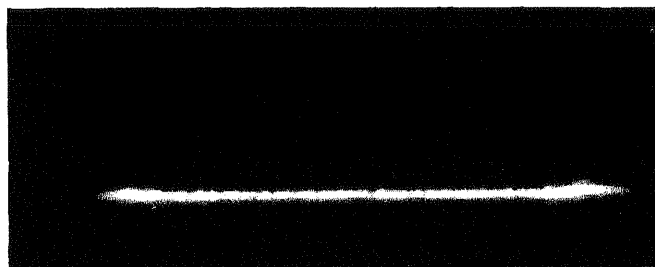


图 13

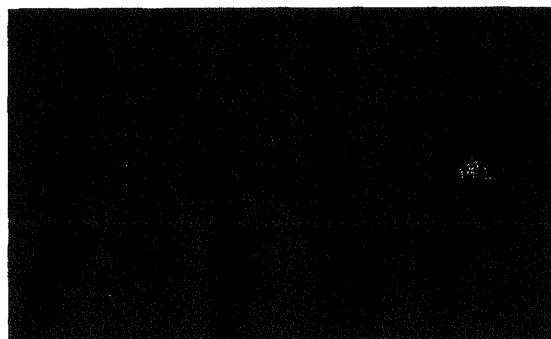


图 14