



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102501967 A

(43) 申请公布日 2012.06.20

(21) 申请号 201110352684.8

(22) 申请日 2011.11.09

(71) 申请人 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

地址 130033 吉林省长春市东南湖大路 3888 号

(72) 发明人 白越 孙强

(74) 专利代理机构 长春菁华专利商标代理事务所 22210

代理人 王淑秋

(51) Int. Cl.

B64C 27/02 (2006.01)

B64C 27/32 (2006.01)

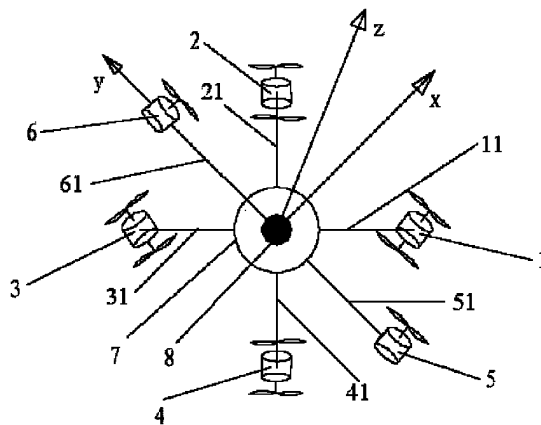
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 2 页

(54) 发明名称

多旋翼飞行器

(57) 摘要

本发明涉及一种多旋翼飞行器,该飞行器包括四个主旋翼系统,两个副旋翼系统,机体和安装在机体中的飞行综合系统;飞行器机体坐标系的原点是飞行器的重心, z 轴铅垂向上, x 轴垂直于 z 轴,指向前方, y 轴由右手定则确定;四个主旋翼系统分别分布在机体坐标系 xy 平面的四个象限内,四个主旋翼系统的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成一夹角 θ , 并且每个旋转轴线在机体坐标系 xoy 平面上的投影与旋转中心到机体坐标系原点连线在机体坐标系 xoy 平面上的投影重合。本发明通过调节四个主旋翼系统和两个副旋翼系统的转速可实现飞行器运动和姿态改变,飞行器可实现垂直起降、前飞、倒飞、悬停、翻滚等动作,稳定性和操纵性好。



1. 一种多旋翼飞行器,包括四个主旋翼系统,机体(7),和安装在机体(7)中的飞行综合系统(8);机体坐标系原点是飞行器的重心,z轴铅垂向上,x轴垂直于z轴,指向前方,y轴由右手定则确定;其特征在于所述四个主旋翼系统分别位于机体坐标系xy平面的四个象限内,四个主旋翼系统旋翼的旋转轴线与机体坐标系的z轴成一夹角 θ , $0 < \theta < 90^\circ$,并且各旋翼的旋转轴线在机体坐标系xoy平面上的投影与旋翼旋转中心到机体坐标系原点的连线在机体坐标系xoy平面上的投影重合。

2. 根据权利要求1所述的多旋翼飞行器,其特征在于所述每个主旋翼系统由第一旋翼(101)、第二旋翼(102)、主旋翼驱动装置(103)和主旋翼固定机构(104)组成;第一旋翼(101)安装在第二旋翼(102)上方,第一旋翼(101)和第二旋翼(102)的旋转平面平行;主旋翼驱动装置(103)设有两个输出轴,两个输出轴共线,分别连接第一旋翼(101)和第二旋翼(102),并且第一旋翼和第二旋翼分别为正反桨;主旋翼固定机构(104)将主旋翼驱动装置(103)与机体(7)连接固定。

3. 根据权利要求2所述的多旋翼飞行器,其特征在于所述各主旋翼系统的第一旋翼(101)几何尺寸相同,(102)第二旋翼几何尺寸相同;第一旋翼(101)与第二旋翼(102)外形相似,且第一旋翼(101)与第二旋翼(102)几何尺寸比值为1.0~1.1。

4. 根据权利要求1所述的多旋翼飞行器,其特征在于还包括两个副旋翼系统;所述两个副旋翼系统分别位于x轴两侧,且其旋转轴线与x轴平行。

5. 根据权利要求4所述的多旋翼飞行器,其特征在于所述副旋翼系统的副旋翼采用双对称翼型。

6. 根据权利要求5所述的多旋翼飞行器,其特征在于所述副旋翼系统由副旋翼(501)、副旋翼驱动装置(502)和副旋翼固定机构(503)组成,副旋翼固定机构(503)将副旋翼驱动装置(502)与机体(7)连接固定。

7. 根据权利要求1所述的多旋翼飞行器,其特征在于所述机体(7)是多个杆组成的辐条状、网状,或具有升力翼型的碟形。

8. 根据权利要求1所述的多旋翼飞行器,其特征在于主旋翼系统和副旋翼系统采用涵道螺旋桨结构。

多旋翼飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器领域,特别是一种多旋翼飞行器。

背景技术

[0002] 具有垂直起降和悬停等功能的旋翼类飞行器,不但在军事领域发挥着重要的作用,在灾害现场救助,危险环境探查、交通监视或者空中拍摄等领域也展示出巨大应用潜力,已受到广泛关注。

[0003] 当前旋翼类飞行器主要有单旋翼(主旋翼+尾桨)直升机、双旋翼(共轴反桨)直升机、四旋翼飞行器以及六旋翼飞行器等四种结构形式,比如美国麦道公司的MH-16直升机、俄罗斯的卡-29直升机、德国Microdrone公司、加拿大Dranganflyer公司的四旋翼飞行器等。单旋翼直升机或共轴反桨直升机需要尾桨来消除旋翼对机体产生的扭力,四旋翼飞行器通过对角线上正反旋翼消除对机体产生的扭力。上述旋翼飞行器共同存在的问题是:其自身都是一个运动耦合系统,飞行中的方向和姿态是耦合的,稳定性和操纵性较差,前飞速度低,飞行器的升力和重量比较低,设计成小型飞行器时带载能力差。因此,研制出一种前飞速度快、具有高度的姿态稳定性和可控性的新型结构飞行器势在必行。

发明内容

[0004] 本发明要解决的技术问题是提供一种可有效提高飞行器稳定性和操纵性的多旋翼飞行器。

[0005] 为了解决上述技术问题,本发明的多旋翼飞行器包括四个主旋翼系统,机体,和安装在机体中的飞行综合系统;机体坐标系原点是飞行器的重心, z 轴铅垂向上, x 轴垂直于 z 轴,指向前方, y 轴由右手定则确定;其特征在于所述四个主旋翼系统分别位于机体坐标系 xy 平面的四个象限内,四个主旋翼系统旋翼的旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成一夹角 θ , $0 < \theta < 90^\circ$,并且各旋翼的旋转轴线在机体坐标系 xoy 平面上的投影与旋翼旋转中心到机体坐标系原点的连线在机体坐标系 xoy 平面上的投影重合。

[0006] 所述每个主旋翼系统由第一旋翼、第二旋翼、主旋翼驱动装置和主旋翼固定机构组成;第一旋翼安装在第二旋翼上方,第一旋翼和第二旋翼的旋转平面平行;主旋翼驱动装置设有两个输出轴,两个输出轴共线,分别连接第一旋翼和第二旋翼,并且第一旋翼和第二旋翼分别为正反桨;主旋翼固定机构将主旋翼驱动装置与机体连接固定。

[0007] 所述各主旋翼系统的第一旋翼几何尺寸相同,第二旋翼几何尺寸相同;第一旋翼与第二旋翼外形相似,且第一旋翼与第二旋翼几何尺寸比值为 $1.0 \sim 1.1$ 。

[0008] 作为本发明的进一步改进是:还包括两个副旋翼系统;所述两个副旋翼系统分别位于 x 轴两侧,且其旋转轴线与 x 轴平行。

[0009] 所述两个副旋翼安装正反桨,旋转方向相反,扭力距可相互抵消。

[0010] 所述副旋翼系统的副旋翼采用双对称翼型,每个副旋翼通过直接改变旋转方向提供给飞行器向前和向后的推力。

[0011] 所述副旋翼系统由副旋翼、副旋翼驱动装置和副旋翼固定机构组成,副旋翼固定机构将副旋翼驱动装置与机体连接固定。

[0012] 所述每个驱动装置至少包括一个电动机或一个发动机。

[0013] 所述机体可以是多个杆组成的辐条状、网状,或具有升力翼型的碟形,但不局限于上述形状。

[0014] 所述飞行综合系统包括控制系统,惯性传感器与姿态测量系统、导航系统、图像采集与传输系统。

[0015] 每个旋翼系统可采用涵道螺旋桨结构,以提高抗风能力和增加安全性。

[0016] 本发明的有益效果如下:

[0017] 1. 通过四个主旋翼系统旋转轴线与机体坐标系 XOY 平面分别形成三个倾角的空间配置,使得飞行器在机体坐标系 XYZ 三轴上均有力和力矩的分量,因此通过调节四个主旋翼系统的旋翼转速可实现飞行器运动和姿态变化,飞行器可实现垂直起降、前飞、倒飞、悬停、翻滚等动作。由于四个主旋翼系统的旋翼在机体坐标系的三个轴上均有力的分量,因此有效地增加了飞行器的稳定性和操纵性。

[0018] 2、通过四个主旋翼系统共八个旋翼产生升力,在有限的空间内提供更大的升力,可提高飞行器带载能力和升力 / 重量比。

[0019] 3. 由于共轴双旋翼之间的气动干扰,具有相同几何尺寸的上下旋翼拉力及尾涡形态改变,使两旋翼的旋转阻力发生变化,反扭矩出现差别,这就增加了飞行器的航向操纵控制难度,本发明满足几何相似条件的第一旋翼与第二旋翼,几何尺寸不同,且比值为 1.0 ~ 1.1,可减小甚至消除反扭矩差别,使主旋翼系统中上下两个旋翼的合扭矩为零。

[0020] 4、由于两个副旋翼的旋转轴线平行于机体坐标系 x 轴,升力向前,可有效提高飞行器的前飞速度。

[0021] 5. 两个副旋翼系统采用双对称翼型,每个副旋翼通过直接改变旋转方向提供给飞行器向前和向后的推力,实现飞行器向前或向后加减速飞行;两个副旋翼系统安装正反向旋翼,扭力距可相互抵消。

[0022] 6. 通过四个主旋翼系统旋转轴线与机体坐标系 XOY 平面分别形成三个倾角以及两个副旋翼系统旋转轴线平行于 x 轴的六个旋翼系统的空间配置,使得飞行器在 XYZ 轴上力和力矩的分量分别可调节,因此飞行器可以在不同的飞行姿态中保持平衡,不但提高了飞行器的稳定性和操作性,而且载有视频设备的云台得到简化,从而减小飞行器的总体质量。

附图说明

[0023] 下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细说明。

[0024] 图 1 表示本发明的多旋翼飞行器结构示意图。

[0025] 图 2 表示本发明主旋翼系统安装结构示意图。

[0026] 图 3 表示本发明副旋翼系统安装结构示意图。

[0027] 图 4 表示本发明副旋翼使用的双对称翼型。

[0028] 图 5 表示本发明碟形机体以及涵道结构的示意图。

[0029] 图中:1、主旋翼系统,2、主旋翼系统,3、主旋翼系统,4、主旋翼系统,5、副旋翼系

统,6、副旋翼系统,7、机体,8、飞行综合系统,9、主旋翼系统中旋翼旋转中心到机体坐标系原点连线在机体坐标系 xoy 平面的投影,10、副旋翼旋转中心到机体坐标系原点连线在机体坐标系 xoy 平面的投影,101、第一旋翼,102、第二旋翼,103、主旋翼驱动装置,104、主旋翼固定机构,501、副旋翼,502、副旋翼驱动装置,503、副旋翼固定机构,111、主旋翼系统涵道螺旋桨结构,511、副旋翼系统涵道螺旋桨结构,711、碟形机体。

具体实施方式

[0030] 如图1所示,本发明包括四个主旋翼系统1,2,3,4,两个副旋翼系统5,6,机体7,和安装在机体7中的飞行综合系统8。飞行综合系统8包括控制系统,惯性传感器与姿态测量系统、导航系统、图像采集与传输系统。飞行器的机体坐标系是飞行器的重心, z 轴铅垂向上, x 轴垂直于 z 轴,指向前方, y 轴由右手定则确定,副旋翼系统5,6分布在 x 轴两侧,主旋翼系统1~4分别分布在机体坐标系 xy 平面的四个象限内。

[0031] 如图2所示,四个主旋翼系统中主旋翼系统1,2的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成顺时针 45° 夹角,主旋翼系统3,4的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成逆时针 45° 夹角,并且每个旋翼的旋转轴线在机体坐标系 xoy 平面上的投影与旋转中心到机体坐标系原点连线在机体坐标系 xoy 平面上的投影9重合;每个主旋翼系统由第一旋翼101、第二旋翼102、主旋翼驱动装置103和主旋翼固定机构104组成,第一旋翼101安装在第二旋翼102上方,第一旋翼101和第二旋翼102的旋转平面平行,主旋翼驱动装置103设有两个输出轴,输出轴共线,分别连接第一旋翼101和第二旋翼102,第一旋翼101和第二旋翼102安装正反桨,主旋翼固定机构104将主旋翼驱动装置103与机体7连接固定,主旋翼驱动装置103至少包括一个电动机或一个发动机;每个主旋翼系统的第一旋翼几何尺寸相同,第二旋翼几何尺寸相同,第一旋翼与第二旋翼外形相同,几何尺寸相似,且第一旋翼与第二旋翼几何尺寸比值为 $1.0 \sim 1.1$ 。

[0032] 如图3所示,副旋翼系统5,6由旋翼501、副旋翼驱动装置502和副旋翼固定机构503组成,副旋翼固定机构将副旋翼驱动装置与机体7连接固定;副旋翼系统5,6的旋转轴线与 x 轴平行,安装正反向旋翼,旋转方向相反,扭力距抵消。

[0033] 如图4所示,副旋翼系统5,6的副旋翼501采用双对称翼型,每个副旋翼501通过直接改变副旋翼驱动装置502输出轴旋转方向,从而改变旋翼旋转方向,提供给飞行器向前和向后的推力。

[0034] 所述机体7可以是多个杆组成的辐条状、网状、或具有升力翼型的碟形,但不局限于上述形状。

[0035] 各旋翼系统可采用涵道螺旋桨结构,以提高抗风能力和增加安全性。

[0036] 为了使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合实施例,对本发明进行进一步详细说明,应当理解,此处所描述的具体实施例仅用以解释本发明,并不用于限定本发明。

[0037] 实施例一:

[0038] 如图1所示,本发明包括四个主旋翼系统1,2,3,4,两个副旋翼系统5,6,机体7,和安装在机体7中的飞行综合系统8,机体7周边伸出六个连接杆11、21、31、41、51、61,飞行综合系统8包括控制系统,惯性传感器与姿态测量系统、导航系统、图像采集与传输系统,

所述飞行器的机体坐标系原点是飞行器的重心, z 轴铅垂向上, x 轴垂直于 z 轴, 指向前方, y 轴由右手定则确定, 副旋翼系统 5,6 分布在 x 轴两侧, 主旋翼系统 1~4 分别分布在机体坐标系 xy 平面的四个象限内。所述的四个主旋翼系统 1、2、3、4 安装共轴反转双旋翼, 双旋翼分别为正反桨; 四个主旋翼系统 1、2、3、4 分别通过机体 7 周边伸出的连接杆 11、21、31、41 连接到机体 7 上, 并且四个连接杆 11、21、31、41 呈“十”字形分布; 各主旋翼系统的第一旋翼的旋转中心位于同一水平面上, 第二旋翼的旋转中心位于同一水平面上, 并且各主旋翼系统的旋翼旋转中心到机体坐标系原点的距离相等。两个副旋翼系统 5、6 的旋转轴线平行于机体坐标系 x 轴, 且两个副旋翼 501 的旋转中心到机体坐标系原点的距离相等, 旋转方向相反, 扭力距抵消, 两个副旋翼系统 5、6 通过连接杆 51、61 连接到机体 7 上。

[0039] 如图 2 所示, 四个主旋翼系统中主旋翼系统 1、2 的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成顺时针 45° 夹角, 主旋翼系统 3、4 的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成逆时针 45° 夹角, 并且每个旋转轴线在机体坐标系 xoy 平面上的投影与旋转中心到机体坐标系原点连线在机体坐标系 xoy 平面上的投影 9 重合; 每个主旋翼系统由第一旋翼 101、第二旋翼 102、主旋翼驱动装置 103 和主旋翼固定机构 104 组成, 第一旋翼 101 安装在第二旋翼 102 上方, 第一旋翼 101 和第二旋翼 102 的旋转平面平行, 主旋翼驱动装置 103 设有两个输出轴, 输出轴共线, 分别连接第一旋翼 101 和第二旋翼 102, 主旋翼固定机构 104 将主旋翼驱动装置 103 与机体 7 连接固定, 主旋翼驱动装置 103 至少包括一个电动机或一个发动机; 每个主旋翼系统的第一旋翼 101 几何尺寸相同, 第二旋翼 102 几何尺寸相同, 第一旋翼 101 与第二旋翼 102 外形相似, 几何尺寸相似, 且第一旋翼与第二旋翼几何尺寸比值为 $1.0 \sim 1.1$ 。

[0040] 如图 3 所示, 副旋翼系统 5、6 由旋翼 501、副旋翼驱动装置 502 和副旋翼固定机构 503 组成, 副旋翼固定机构 503 将副旋翼驱动装置 502 与机体 7 连接固定。

[0041] 如图 4 所示, 副旋翼 501 采用双对称翼型, 每个副旋翼通过直接改变旋转方向提供给飞行器向前和向后的推力。

[0042] 实施例二:

[0043] 如图 5 所示, 包括四个涵道螺旋桨结构的主旋翼系统 111, 两个涵道螺旋桨结构的副旋翼系统 511, 碟形机体 711, 和安装在机体 711 中的飞行综合系统 811, 飞行综合系统 811 包括控制系统, 惯性传感器与姿态测量系统、导航系统、图像采集与传输系统, 所述飞行器的机体坐标系原点是飞行器的重心, z 轴铅垂向上, x 轴垂直于 z 轴, 指向前方, y 轴由右手定则确定, 副旋翼系统 511 分布在 x 轴两侧, 四个主旋翼系统 111 分别分布在机体坐标系 xy 平面的四个象限内。四个主旋翼系统中主旋翼系统 1、2 的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成顺时针 45° 夹角, 主旋翼系统 3、4 的每个旋转轴线与机体坐标系的 z 轴成逆时针 45° 夹角, 并且每个旋转轴线在机体坐标系 xoy 平面上的投影与旋转中心到机体坐标系原点连线在机体坐标系 xoy 平面上的投影 9 重合; 副旋翼系统 5、6 的旋转轴线与 x 轴平行, 安装正反向旋翼, 旋转方向相反, 扭力距抵消。

[0044] 飞行器飞行原理如下:

[0045] 以具体实施例一为例, 当四组主旋翼以相同的转速旋转而两组副旋翼转速为零时, 该飞行器合扭力为零, 调节四个主旋翼系统转速使产生的升力在 z 轴的合力与重力相等时, 该飞行器在一定高度悬停; 当四组主旋翼系统转速同时增加或减小时, 飞行器可沿 z 轴方向上升或下降; 调节副旋翼系统 5、6 转速, 使两者转速不同, 飞行器可绕 z 轴滚转。调

节主旋翼系统 1、2、3、4 和副旋翼系统 5、6 转速,使主旋翼系统 1、2、3、4 转速相同,旋翼系统 5、6 转速相同,此时,直接改变副旋翼驱动装置旋转方向从而改变副旋翼系统 5、6 旋转方向,飞行器可快速水平前飞、加减速或后退。主旋翼系统 1、4 转速大于旋翼系统 2、3 转速时,飞行器可绕 x 轴滚转,主旋翼系统 1、2 转速大于主旋翼系统 3、4 转速时,飞行器可绕 y 轴滚转。因此通过调节六组旋翼的转速控制可实现飞行器不同的运动和姿态变化,飞行器可实现垂直起降、快速前飞、倒飞、悬停、翻滚等动作。由于六个旋翼系统的合力和合力矩在机体坐标系的三个轴上均有分量,实现飞行器运动和姿态的解耦,有效地增加了飞行器的稳定性和操纵性。

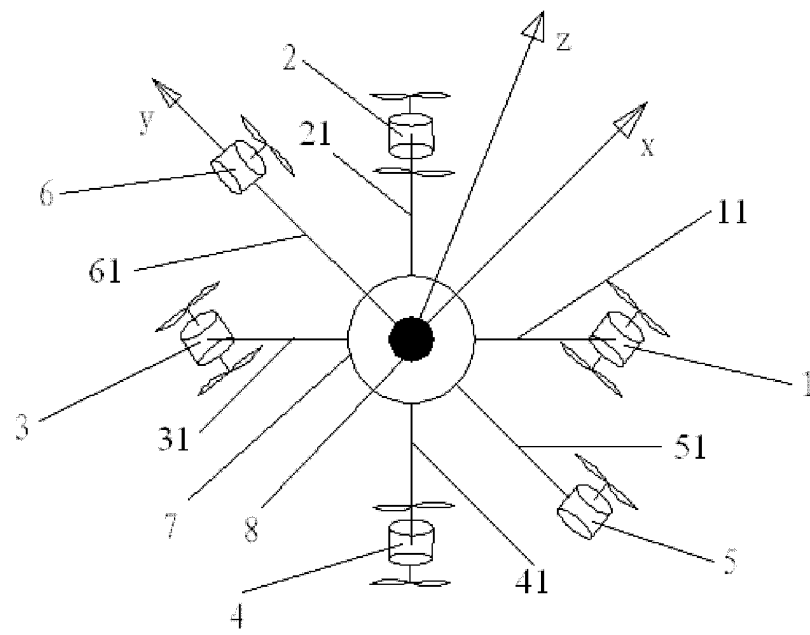


图 1

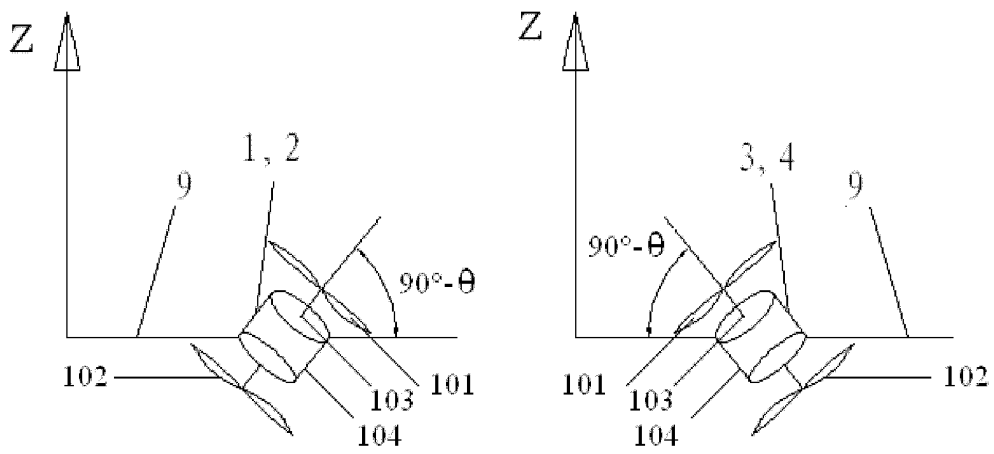


图 2

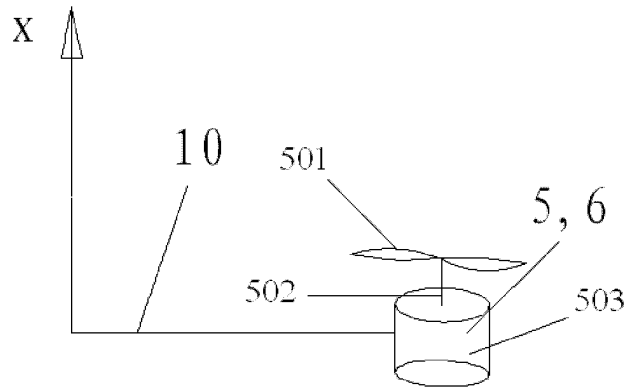


图 3

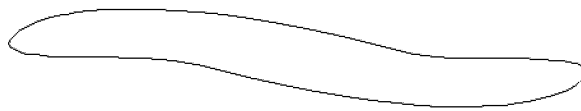


图 4

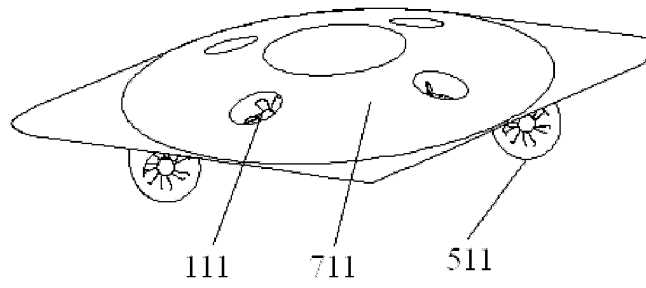


图 5