



[12] 发明专利申请公开说明书

[21]申请号 93100656.2

[51]Int.Cl⁵

B64C 27 / 02

[43]公开日 1994 年 1 月 5 日

[22]申请日 93.1.29

[30]优先权

[32]92.1.29 [33]CH[31]258 / 92-5

[71]申请人 飞盘操作有限公司

地址 瑞士弗里堡

[72]发明人 弗朗兹·布赫

[74]专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利代理部

代理人 李永波

B64C 27 / 04

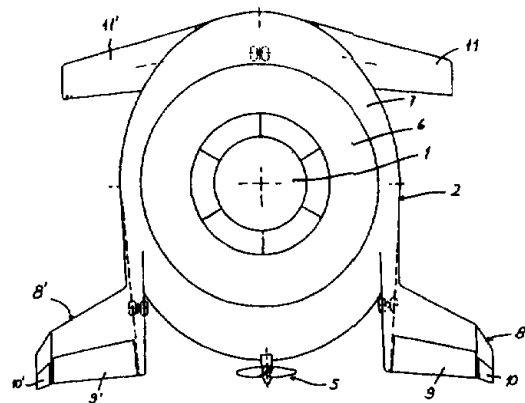
说明书页数:

附图页数:

[54]发明名称 飞行装置

[57]摘要

该飞行装置具有一个被驱动的卧设在壳体 (2) 中的旋翼, 可由它产生大于飞行装置重量的浮力。壳体基本上为圆翼结构。旋翼区域中设有空气导向装置, 用于影响旋翼射流, 从而控制悬停飞行中的位置和运动。飞行装置可由悬停飞行过渡到被驱动的滑行飞行。为了实现这种过渡和滑行设置了控制装置 (8, 8', 11, 11'), 以动态地产生控制力。这些控制装置也可以与 (增大的) 圆翼合成一体。控制装置从侧面装在旋翼射流作用范围之外的壳体上或其中。在被驱动的滑行飞行中驱动力由螺旋桨 (5) 实现, 浮力由圆翼型面实现。



权 利 要 求 书

1. 一种飞行装置，具有至少一个被驱动的卧设在壳体(2)中的旋翼(4)，由它可产生一个大于飞行装置重量的浮力，以及一个产生在主飞行方向驱动力的驱动机构，其中壳体(2)基本上是圆翼结构，在旋翼范围中有空气导向机构(14, 15)，用于影响旋翼射流，使之与空气导向机构一起对悬停飞行中的飞行装置的位置进行控制，圆翼(2)在有入流时产生一动态浮力，其特征是，在旋翼射流的作用范围之外设有控制装置(8, 8', 11, 11')，用于产生动态控制力以便影响飞行装置在主飞行向上的纵向倾斜。

2. 按权利要求1的飞行装置，其特征是，控制装置(8, 8', 11, 11')相对于主飞行方向是设置在旋翼射流的侧面外部。

3. 按前述权利要求中之一的飞行装置，其特征是，控制装置(8, 8', 11, 11')从侧面装在旋翼(4)的下面和/或前面的壳体(2)上。

4. 按前述权利要求中之一的飞行装置，其特征是，驱动机构设计的能实现这样的水平速度，在该速度下飞行装置的动态浮力超过飞行装置的重量。

5. 按前述权利要求中之一的飞行装置，其特征是，借助于空气导向装置，可以影响旋翼射流产生沿主飞行方向上的力，使得驱动机构至少部分地由空气导向装置来构成。

6. 按前述权利要求中之一的飞行装置，其特征是，至少设置一个主飞行方向上产生力的驱动组件(5, 5')，该驱动组件基本上独立于旋翼射流，驱动机构至少部分地由至少一个驱动组件来构成。

7. 按前述权利要求中之一的飞行装置，其特征是，空气导向装置在旋翼区域中具有一种可摆动的薄片（15）的布置，它们分成可单独操纵的控制区段（I至XIV，I'至XI I'），以便影响旋翼射流，在悬停飞行中全部的薄片（15）或多或少地被打开以便让旋翼射流通过。

8. 按权利要求7的飞行装置，其特征是，至少在控制区段（I—XIV，I'—XI I'）的一部分中，薄片（15）是可以成对相对地摆动，使旋翼射流没有旋翼轴横向上的分量。

9. 按权利要求7或8的飞行装置，其特征是，所有区段（I'—XI I'）的结构基本相同。

10. 按权利要求7，8或9的飞行装置，其特征是，可摆动的薄片（15）在径向上延伸。

11. 按权利要求7或8的飞行装置，其特征是，可摆动的薄片（15）在多数控制区段（I—XI I'）中是在主飞行方向的横向上延伸的。

12. 按权利要求7—11中之一的飞行装置，具有一个被驱动的旋翼，其特征是，空气导向装置具有一个静力空气流导向系统（14），它设置在旋翼平面和可摆动薄片装置之间，以便承受旋翼的旋转分量。

13. 按权利要求12的飞行装置，其特征是，流动导向系统（14）由一些径向布置的导向叶片构成。

14. 按权利要求13的飞行装置，其特征是，径向布置的导向叶片（14）是壳体支承结构的一部分。

15. 用于控制按前述任一权利要求所述之飞行装置的方法，其

中设有了一个悬停飞行阶段，一个滑行飞行阶段和一个过渡阶段，其特征是，在悬停飞行阶段浮力由旋翼产生，位置和运动基本上由空气导向装置通过控制旋翼射流来实现，在滑行飞行阶段，驱动力由驱动装置实现，浮力由圆翼型壳体的入流实现，控制则由控制装置来实现，其中在过渡阶段该控制既由空气导向装置又由控制装置重叠地来实现。

16. 按权利要求15的方法，其特征是，在过渡阶段，旋翼射流的影响纵向倾斜的力基本通过控制装置来补偿。

17. 按权利要求15或16的方法，其特征是，在过渡阶段为了偏转旋翼射流相对于主飞行方向调整空气导向装置。

18. 按权利要求15—17中之一的方法，其特征是，空气导向装置在旋翼区域中具有可摆动的薄片装置，其特征是，在滑行飞行阶段，可摆动的薄片是关闭的，一起构成一个基本上关闭的平面。

飞行装置

本发明涉及一种飞行装置，它具有至少一个被驱动的卧设在壳体中的旋翼，由该旋翼可产生一个大于飞行装置重量的浮力，以及一个产生在主飞行方向上的驱动力的驱动装置，其中壳体基片上是圆翼结构的，在旋翼的区域中具有空气导向装置，用来影响旋翼射流，使得借助了空气导向装置可以控制飞行装置在悬停飞行中的方向和位置，圆翼在有入流作用下产生动态浮力。这种类型的飞行装置曾在欧洲专利公开文献 Nr 0 3 0 3 4 1 0 中有过描述。

试验曾表明，这种飞行装置的在主飞行方向上的飞行速度被限制在较低的速度上。当飞行速度较高时，旋翼射流和圆翼上的入流就相互产生不利的影晌（圆翼是由壳体形成的），使得飞行装置在达到一定的速度后就会陷入一个不稳定的飞行状态。圆翼上的流动情况至今在很大程度上还是不清楚的，在圆翼在中央由旋翼射流流过的情況则更是如此。

本发明的任务是，对上述飞行装置进行结构改进，使得除了被控制的是停飞行外，还可以在高速下充分利用圆翼的动态浮力进行一种被驱动的滑行飞行。

这一任务由权利要求书中所列特性来解决。

本发明人采用通流的圆翼进行的试验已表明，通过旋翼流动可以这样影响动态浮力，即在达到一定的速度之后，在沿飞行方向上，在前部区域上的浮力大大增大而在后部区域上的浮力大大减小。在这一

速度之后不可能通过相应地偏转旋翼射流来补偿这种效应。另一方面，在悬停飞行中则只有通过偏转旋翼射流来实现控制。

令人惊奇的是，通过偏转旋翼射流来实现控制和主要通过旋翼实现浮力和驱动力所处的速度范围是与可以通过控制装置的入流产生足够的动态控制力以补偿所述的对通流圆翼的影响或效应所处的速度范围相互相交的。这一过渡范围可以使速度范围进一步扩大，在这范围中圆翼本身就可以产生一个足够大的动态浮力，从而不需要旋翼的作用（或贡献），由此圆翼上不再有通流发生。

在低速度范围中，浮力和驱动力以及控制都仅由旋翼射流实现，在高的速度范围中，浮力由关闭的圆翼上的入流动态地实现，而在过渡范围中是一种“混合”状态，即不仅旋翼射流，而且控制装置或圆翼上的入流都对控制和产生浮力起作用。

下面根据两个实施例并对照附图描述本发明。

图 1 为飞行装置第一实施例的侧视图，

图 2 为图 1 所示飞行装置的前视图，

图 3 为图 1 所示飞行装置的俯视图，

图 4 为旋翼区域和中央舱的部分俯视图，

图 5 为通过相应区域的中轴的截面视图，

图 6 为薄片场的一个示意视图，

图 7 为飞行装置的第二实施例的俯视图，

图 8 为图 7 所示飞行装置的前视图，

图 9 为图 8 所示飞行装置的侧视图，

图 10 为薄片场的第二种实施例的示意图

图 11 为过渡飞行（或飞行转变）时受力情况的示意图。

图 1 至 3 示出了飞行装置第一实施例的壳体及控制装置（尾翼）的外部结构，这种飞行装置载人数定为六人。舱 1 设置在旋翼壳 2 的中央，并向上和向下延伸，超出旋翼壳。该舱中设置六人座位（包括两个驾驶员的座位）以及驱动透平了（也参看图 3）。

驱动透平了可有选择地驱动一卧设的旋翼 4（参见图 4，5）或者一个水平作用的螺旋桨 5。旋翼 2 有一个在飞行装置悬停飞行中被旋翼射流穿过的环形空气导向区域 6 和一个在外部与之相邻接的壳体部分 7，该部分构成一个具有浮力型面的卵形圆翼。“圆翼”这一概念应是指其翼展跨距基本上等于其长度的机翼结构形式。在壳体部分 7 的外部装有一个分开的后部控制装置（尾翼）8，8'，它位于旋翼射流的作用范围之外。该旋翼射流在飞行装置悬停飞行时流过圆翼并在向前运动时与圆翼交叠。尾翼 8，8' 上装有升降舵 9，9' 和方向舵 10，10'，用于控制飞行装置的滑行和悬停飞行到滑行之间的过渡，这还要详细说明。此外还可设置位于前面的稳定翼 11，11'。尾翼也可以与（扩大的）圆翼制成一体。壳体上还装有一个可折叠起来的运行架 12。

由图 4 和 5 可看到该实施例中旋翼 4 的机械结构及其驱动装置。旋翼片 21 固定在一个环形的箱形座 20 上，位于 8 的外部，旋翼片的控制定位角被调定好。根据旋翼片的布局 and 旋翼转速大小的不同，旋翼片可设得多些或必要时也可少些。在箱形座上装有一个具有内齿环的滚子轴承 22，它装在一个差动传动装置 26 的从动轴 25 上。差动传动装置的另一从动轴（未示出）则传动水平作用的螺旋桨 5。对用于旋翼的从动轴 25 进行制动，可使旋翼转速下降，直到停止，以便将驱动转矩经差动传动装置部分地或全部传递到螺旋桨 5 上或者

沿反向进行。在悬停飞行时驱动透平 3 只对旋翼 4 作用，此时旋翼保持在被驱动的滑动飞行状态并且驱动力矩全部传递到螺旋桨 5 上。

在旋翼 4 下面的一个第一平面上装有一个静力学流动导向系统的导向叶片 1 4。这些导向叶片 1 4 沿径向在舱 1 和旋翼壳体外部壳体部体 7 之间延伸，其功能在于接受旋翼射流的转动分量并建立一个压力增大区，而由位于下面的可摆动的薄片 1 5 对该压力区卸载。此外导向叶片 1 4 还构成支承壳体结构的一部分。在该实施体中，共设置了 30 个这种径向导向叶片 1 4，对圆翼起到了良好的加强作用。

在旋翼 4 下面的一个第二平面上设置了可摆动的薄片 1 5，用于控制旋翼射流的出口方向和出口速度。在本实施例中，这些薄片大部分都是设置在飞行方向的横向上。正如还要说明的那样，该薄片布置是分成一些单独的场（或区域），在这些场中，借助于伺服传动的操纵杆 1 6 可使薄片集体平行地或成对相对地摆动（见图 6）。

旋翼 4 上面由一个在主飞行方向有平行牵条 1 7 的栅盖保护。

如已提及的那样，本发明的飞行装置具有多个不同的飞行状态，可相互交叠地转变，这对安全运行是不可少的。

第一种飞行状态是悬停飞行。浮力、运动和位置控制受旋翼射流来影响，亦即，射流在薄片布置的各个场中受到的节流或方向改变而会影响上述各项。图 6 中示出薄片布置的第一个实施例。各单个场由罗马数字标注。

如果一个场中的薄片从一个垂直位置集体地平行摆动，则对旋翼射流的一部分产生或强或弱的偏转作用。相应的反动矢量则产生一个水平的分力，该分力可用着驱动力或控制力。如果薄片成对地相对摆动则这种水平分力不会产生，而在相关场中的浮力则下降。

按照这一原理，在悬停飞行中通过相应地调节薄片就可以影响飞行装置的位置和运动。

其中场 $X I I$ 和 $V I$ 具有平行摆动的薄片用于产生沿着或逆着主飞行方向的驱动力。场 $I I I$ 和 $I X$ 具有在不同方向的平行摆动的薄片同样也对产生驱动力起作用。

八个场 I 、 $I I$ 、 $I V$ 、 V 、 $V I I$ 、 $V I I I$ 和 X 、 $X I$ 集体地起着控制飞行装置垂直运动的作用，为此，薄片要成对地相对摆动，以便在没有水平分量下对浮力施加影响。场 I 和 $X I$ 以及 V 和 $V I I$ 对抗地共同作用对绕横轴的重叠倾斜（趋势）进行影响。例如如果在场 I 和 $X I$ 中薄片大约关闭一些的话，由于浮力下降，飞行装置则会绕横轴向前倾斜等等。为了重叠地控制绕纵轴的倾斜，按照相应的方式将对场 $I I$ 和 $I V$ 以及 X 和 $V I I I$ 进行对抗性地（相克地）控制。

最后，场 $X I V$ 和 $X I I I$ 用于在薄片平行摆动时产生侧面移动。

对薄片的偏转控制原则下是从敞开位置进行的，此时垂直运动和水平运动控制的位置控制是重叠的。由此旋翼射流在整个范围上都起作用，并且不会出现强的局部压力波动，而这种压力波动会导致对旋翼叶片的冲击。

由此方法可在悬停飞行中达到直至 55 公里/小时左右的速度。如已陈述的那样，此时出现了由旋翼射流流过的圆翼上逐渐所增强的入流，使圆翼前端上的浮力的增加要比其后端上大得多。速度在约 35 公里/小时后，尾翼 δ ， δ' 的作用逐渐增大，以补偿这一力矩。

速度在约55公里/小时到约90公里/小时之间出现一过渡状态。最迟在这速度范围中飞行装置至少由螺旋桨5部分地驱动，该螺旋桨构成了一个与旋翼射流无关的驱动机构。在这种飞行状态下，薄片控制影响逐渐减弱而更多地由尾代替，该尾翼位于旋翼侧面外部从而不受射出的旋翼射流的影响。由此可以产生一种控制作用，来补偿圆翼上分布不均匀的浮力，并且独立于旋翼射流和圆翼上的入流。

从约90公里/小时至最大速度（约400公里/小时）（根据SLSC—海平面标准条件），最多将完全由螺旋桨5产生驱动力而由圆翼产生浮力。薄片被关闭，旋翼则不起作用。从而圆翼不在被射流流过。由尾翼8，8'按常规方式承担其控制功能。显然，驱动力除了由螺旋桨5产生外也可以由其它方式产生。如果采用一种称为可逆转透平作为驱动机构，那么在滑行飞行时该透平可直接用着喷气发动机。

如前已述，尾翼8，8'及11，11'可以在悬停飞行中射流流过圆翼时对围绕横向轴的逐渐增大的力矩进行补偿，直到在没有旋翼射流的作用下产生一个足够的动态浮力，之后过渡到被驱动的滑行飞行状态，由此可在很经济的方式下实现很高的飞行速度。

由于飞行装置在滑行时所需驱动功率最小，因此当飞行装置在一定情况下超负荷时不可能采用“悬停飞行”和“过渡飞行”运动方式，而通过螺旋桨驱动力进行的滑行和常规起飞则总是可能的。因此加满油的重载的飞行装置总是可以在滑行飞行状态下起飞并经过较长时间的飞行后过渡到悬停飞行状态，此时燃料的重量也足够地减少。

图7—11中示出了本发明飞行装置的第二个有利的实施例。与图1—6中所示实施例相比，它有一些不同之处，它可以尤其从图7

10 中看出。

如图7所示，在该实施例中，螺旋桨5'位于飞机的机翼前部上，由两个透平3'和3''驱动，透平的驱动力通过传动机构27传递给螺旋桨5'。这种驱动例如可以直接进行或通过合适的减速机构完成。旋翼的驱动机构（此种情况下旋翼有11个叶片21）在一个驱动轴上运行，该驱动轴例如由合适的联结件与传动机构27相连，这种联结件例如可以是油或磁铁联结件，通过它，旋翼在被驱动的滑行状态时将透平脱开。为了控制螺旋桨5'的进给量可以例如改变其叶片的定位角。这种力的传递方式中可以取消上述差动传动机构。

驱动透平3'和3''装在飞行装置前端顶部使飞行装置的重心点前移，改善了过渡阶段的飞行性，如图11所示。如已陈述，旋翼射流和围绕飞行装置流动的空气共同作用，在这一飞行阶段将使得圆翼前部的浮力增大而后部的浮力减小。由此产生一转矩（pitch），这在图11中也箭头P表示。这一转矩将通过前部稳定翼11，11'的相应的定位角和升降舵 θ ， θ' 来抵制。如果飞机重心点位于飞机浮力中心前面，那么就会形成一个附加的转矩，该转矩与调整作用P相反，而支持稳定翼11，11'和升降舵 θ ， θ' 的作用。

由图10可见第二实施例中薄片的布置情况。与第一实施例不同，此处全部的薄片都是径向设置的，并且也是分能独立的场（控制区段I'—X I I'），可以单独控制。这十二个区段结构基本相同。这种模块式结构使得其结构简化，同时也简化了替换部件的仓储和维护。例如某一损坏的区域可以取掉而用功能完好的区段替换。

在悬停飞行中对进给量进行精细的控制，在本例中首先是通过调节场I I I'和I X'中的薄片定位角来进行的，而侧向移动主要由

场 $X I I'$ 和 $V I'$ 来控制。控制浮力可以象第一实施例中那样将薄片成对地相对运动进行调节。

对进给量进行粗调则通过螺旋桨 $5'$ 的叶片定位角的调节来完成。

上述两个实施例展示了这种新型飞行装置的一些实施可能性，但其它的变型也完成是可能的。例如稳定翼和尾翼的形式和布置可在很宽的范围内变化。重要的是首先至少控制和稳定机构的一部分应设置在旋翼射流的作用之外，以便尤其是在过渡飞行中保证能有良好的控制可能性。

在这种飞行装置的所有实施类型中，应使直升飞机的优点与扁平型飞机的优点相结合，使得两种飞行状态之间的过渡状态能以安全的方式实现之。由图 1, 2, 5 中可看到，本发明的六座位结构飞行装置的长度和“跨度”基本上与常规六座位飞机的值相等的，例如分别为 10—15 米的范围内。因此在被驱动的滑行飞行状态下这种飞行装置可与扁平型飞机相比较，但又具有附加的悬停飞行的优点，从而能进行相应于直升飞机的飞行操作。所述结构也尤其合适于用于定航行飞行的中型客机。

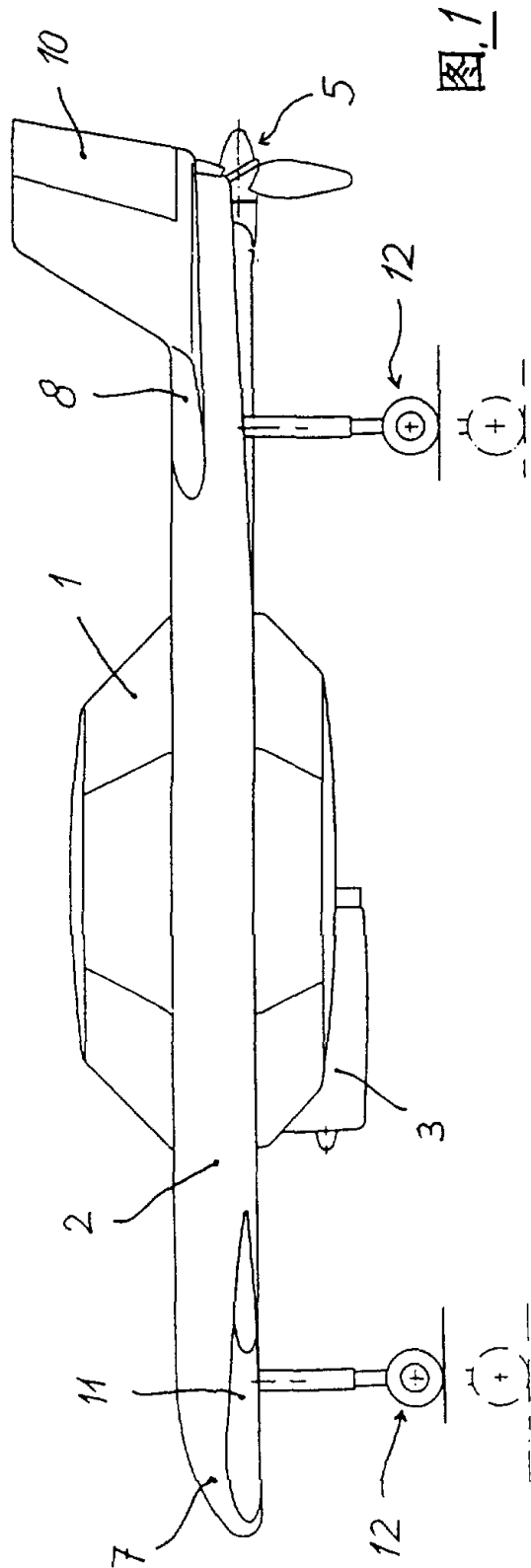


图 1

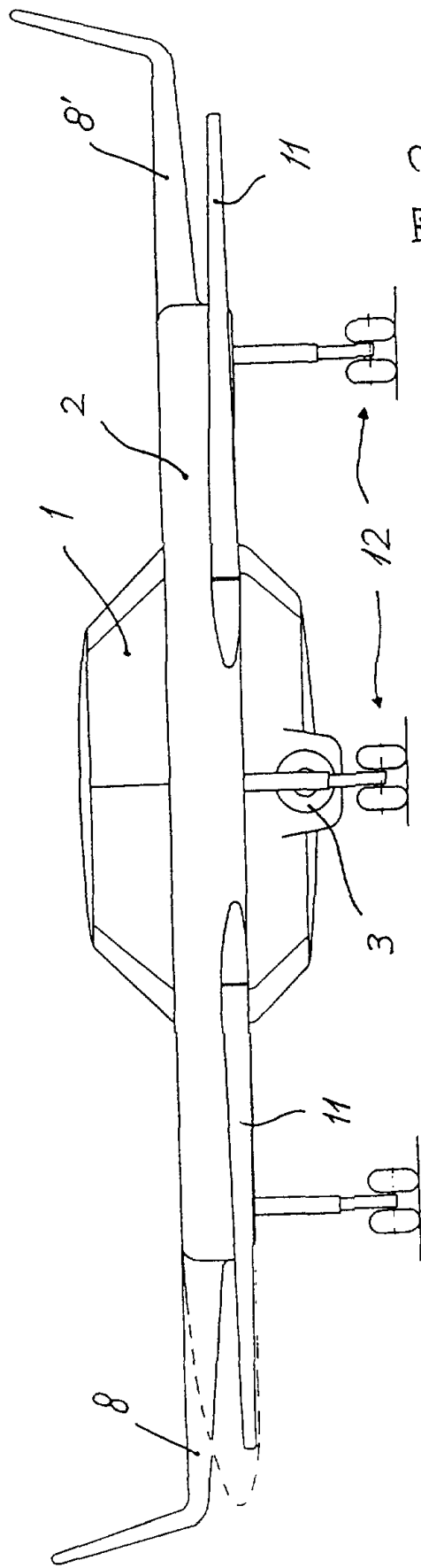
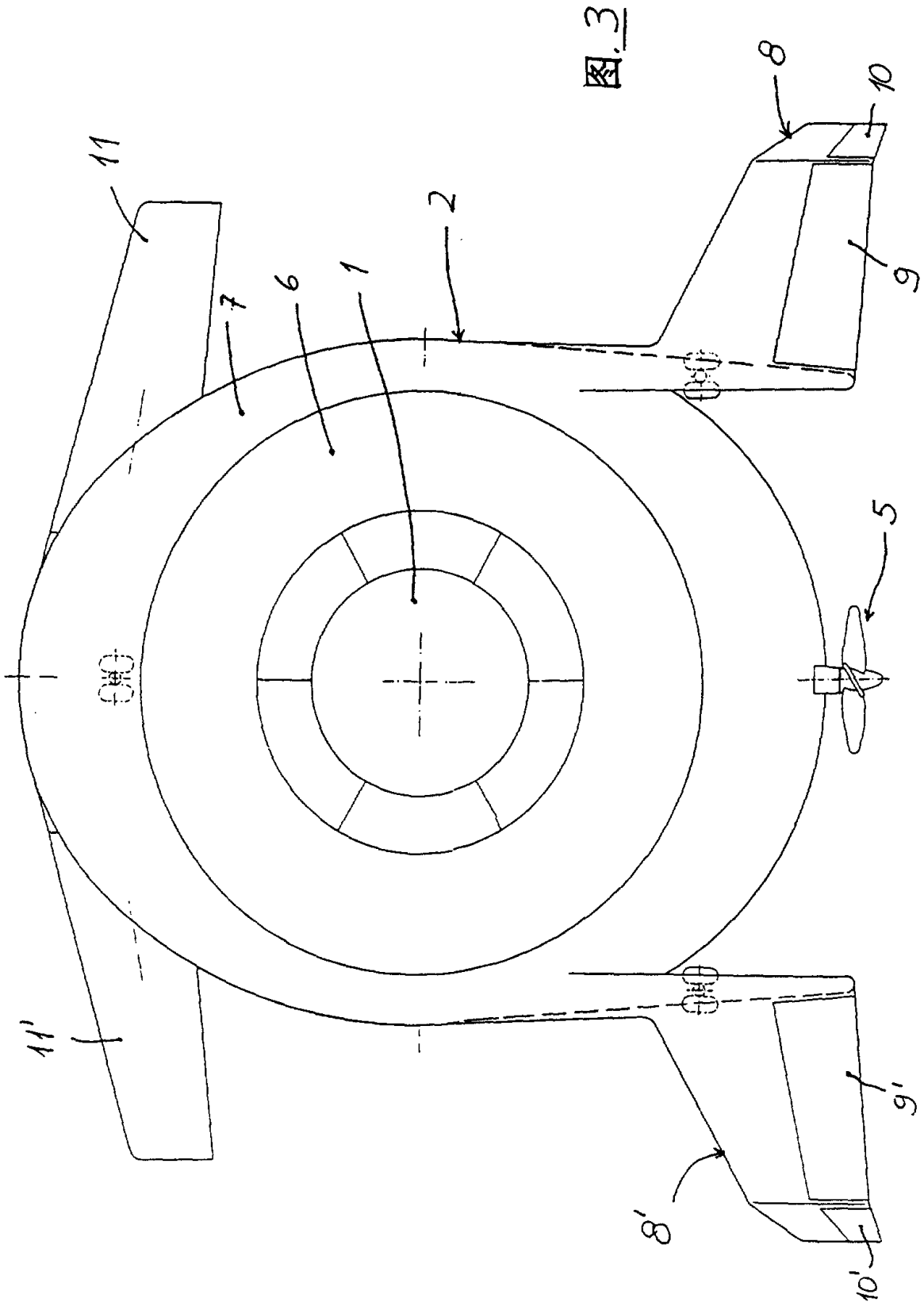


图 2



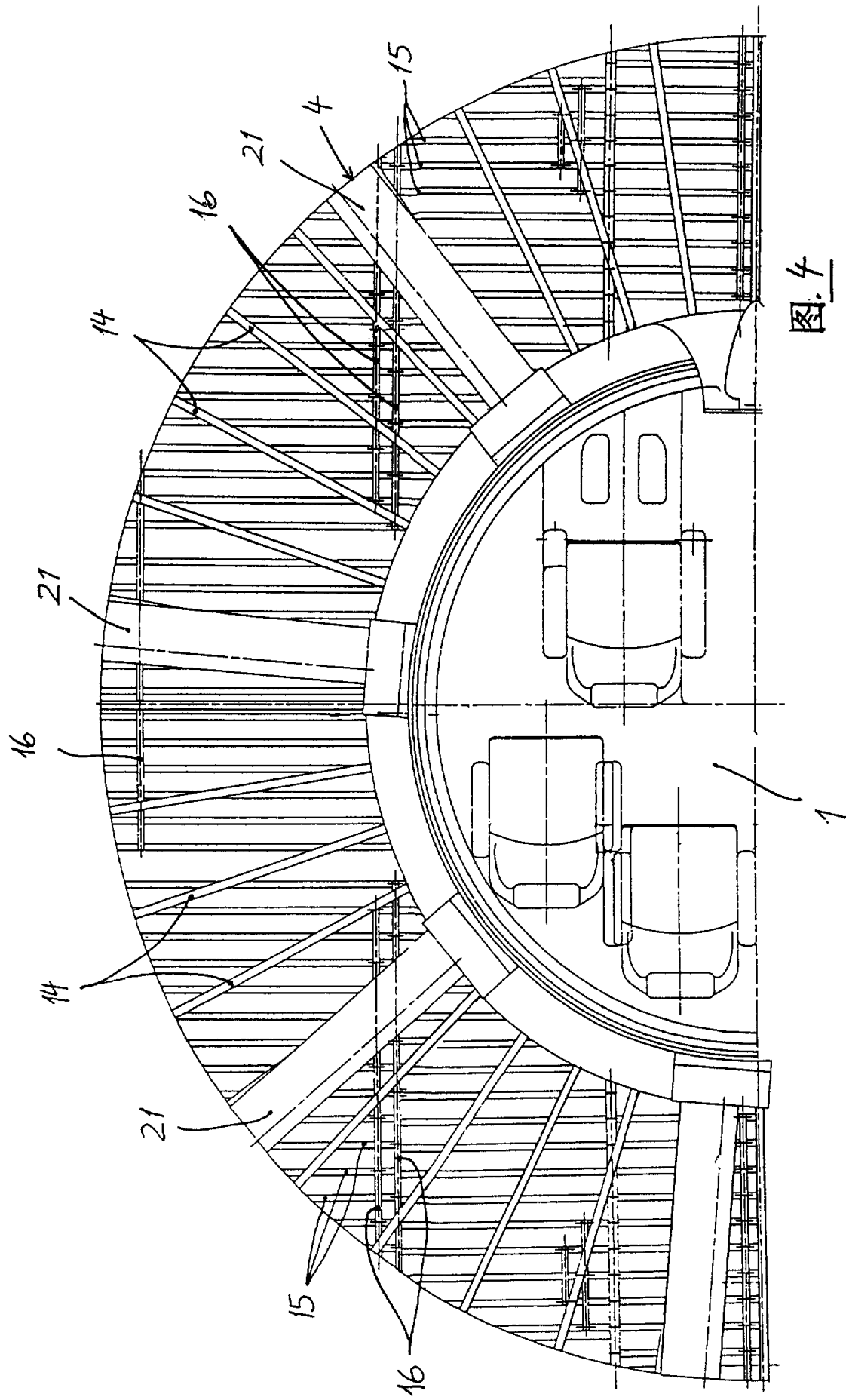


图. 4

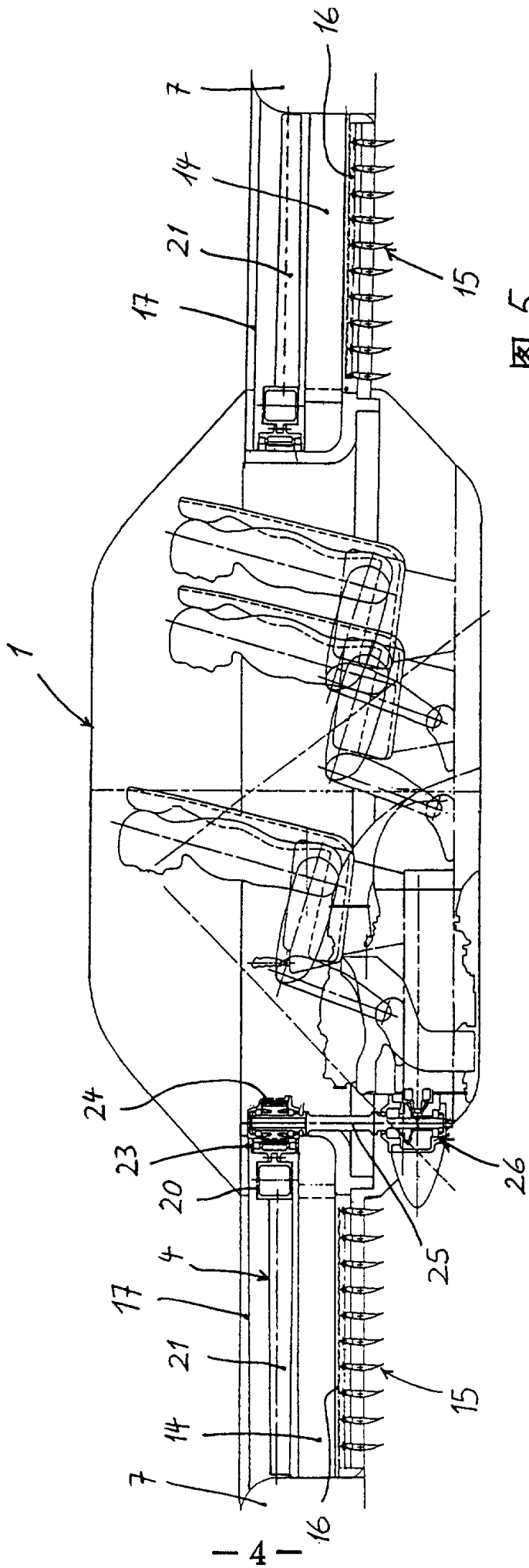


图.5

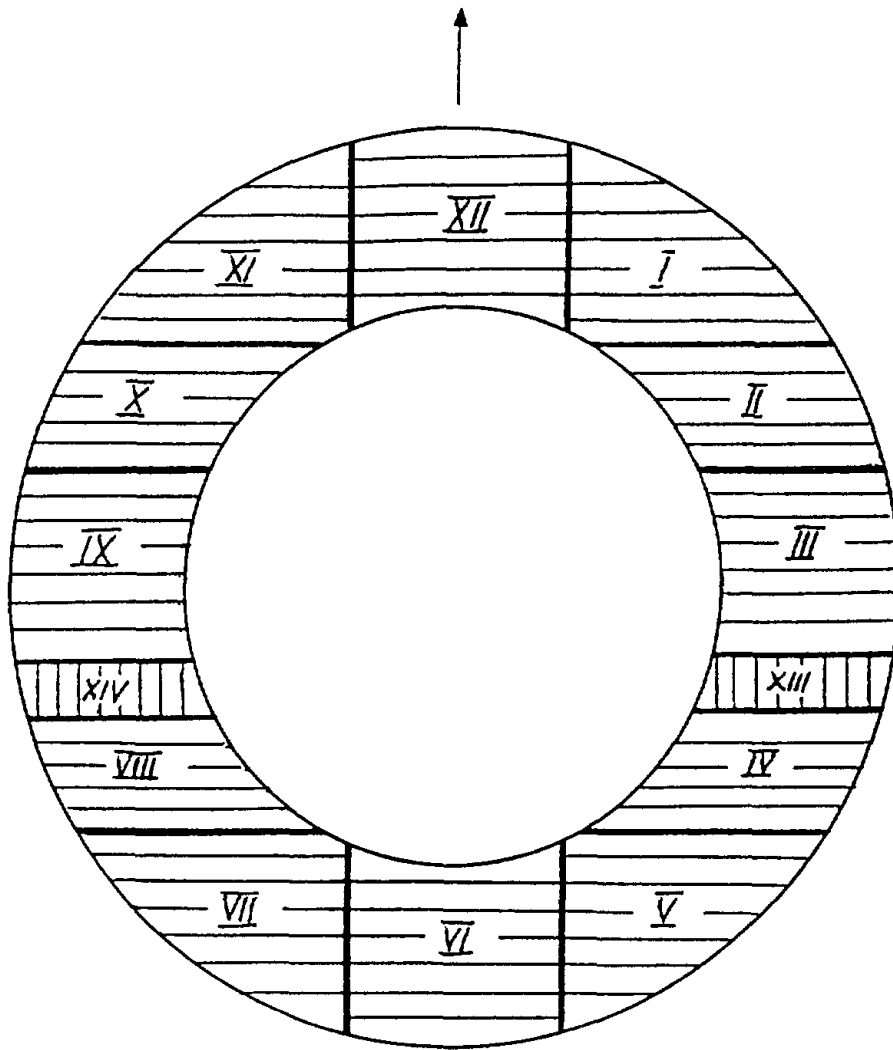


图 6

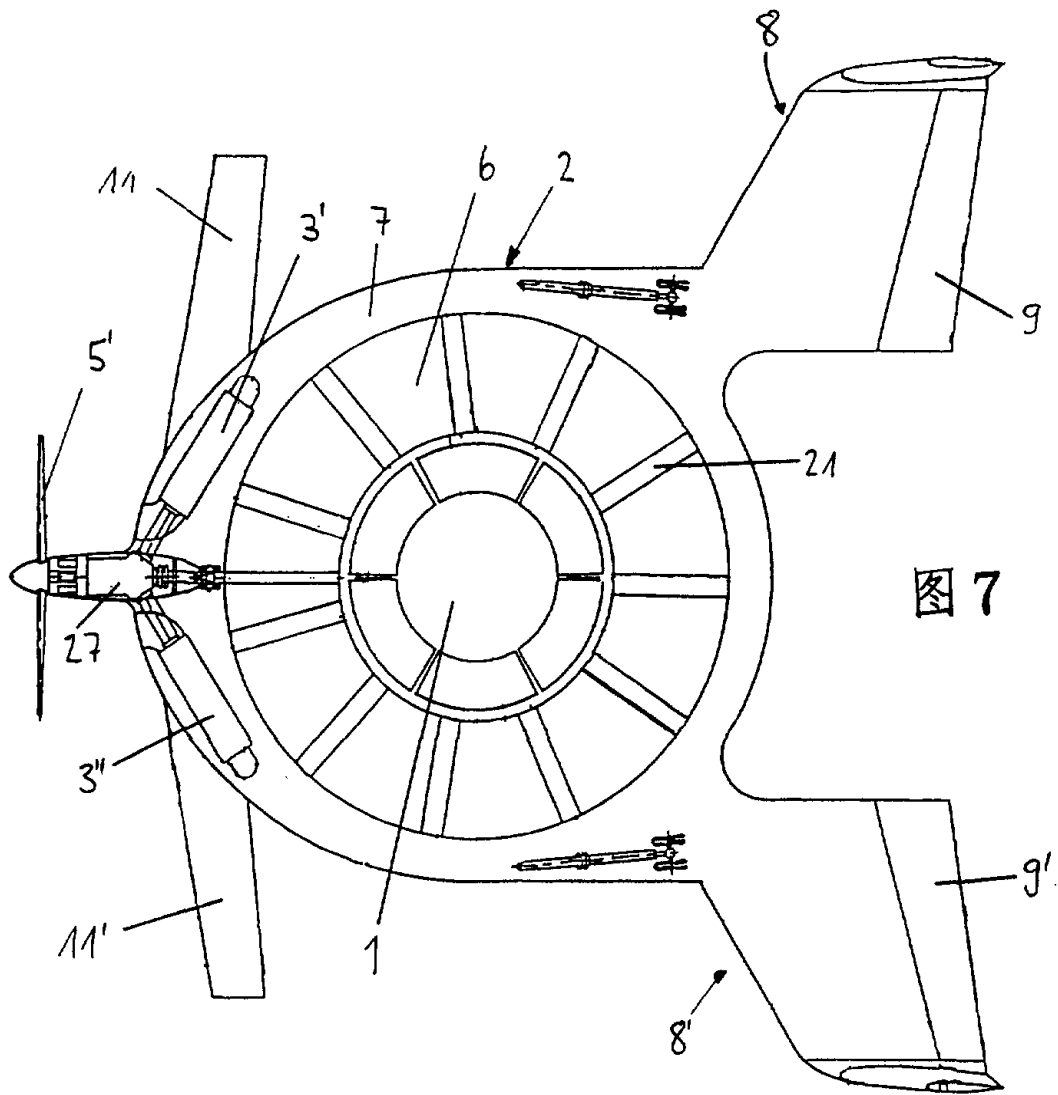


图 7

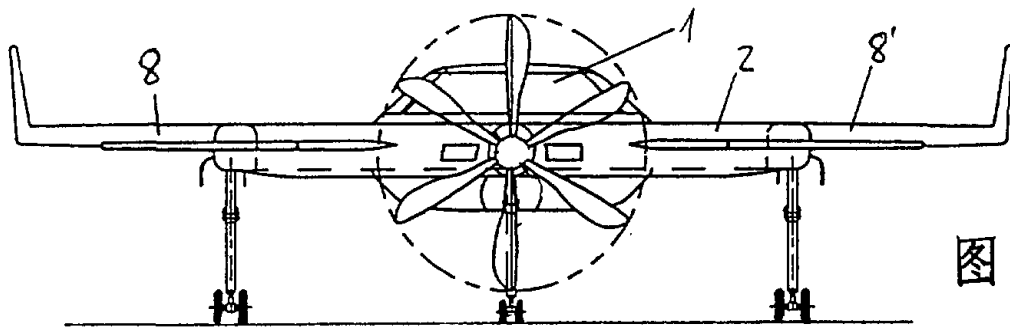


图 8

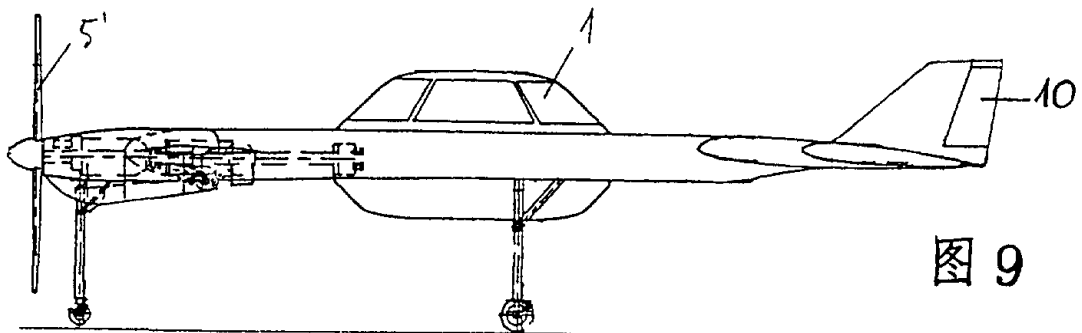


图 9

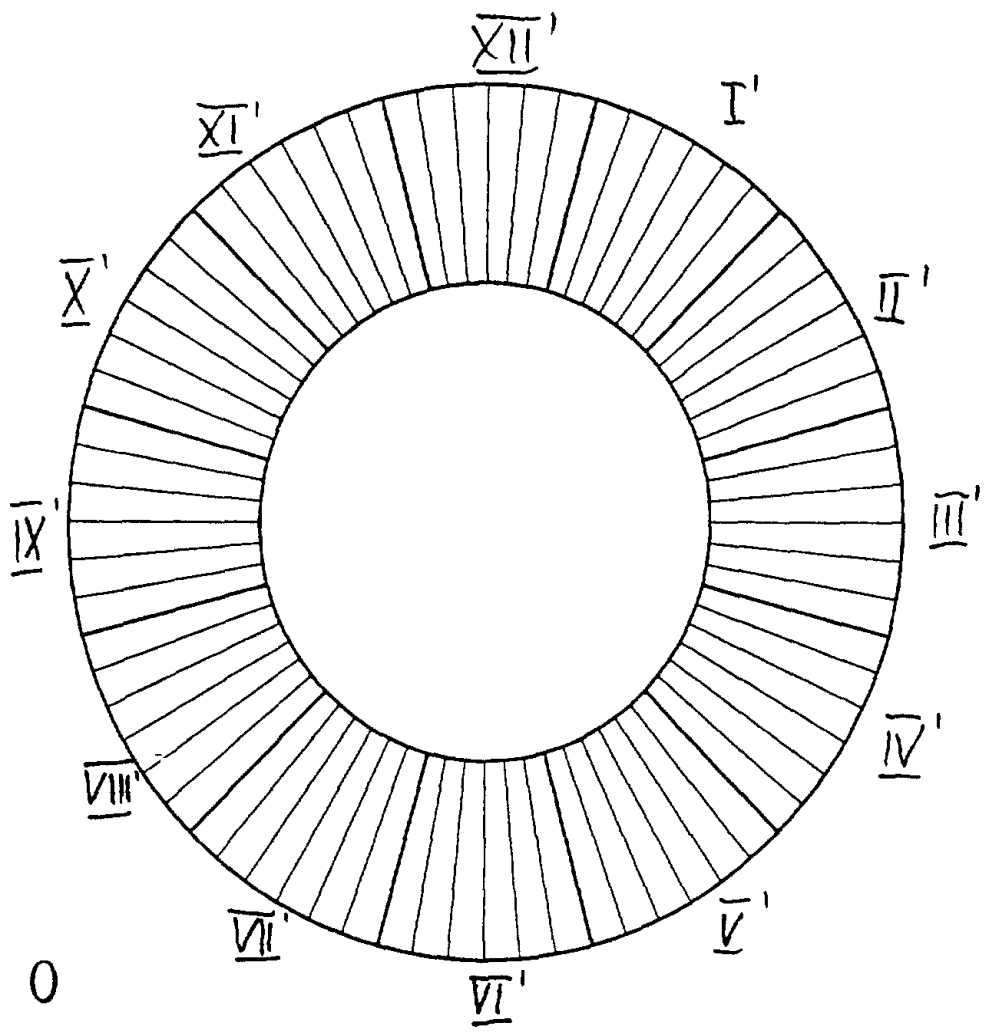


图 1 0

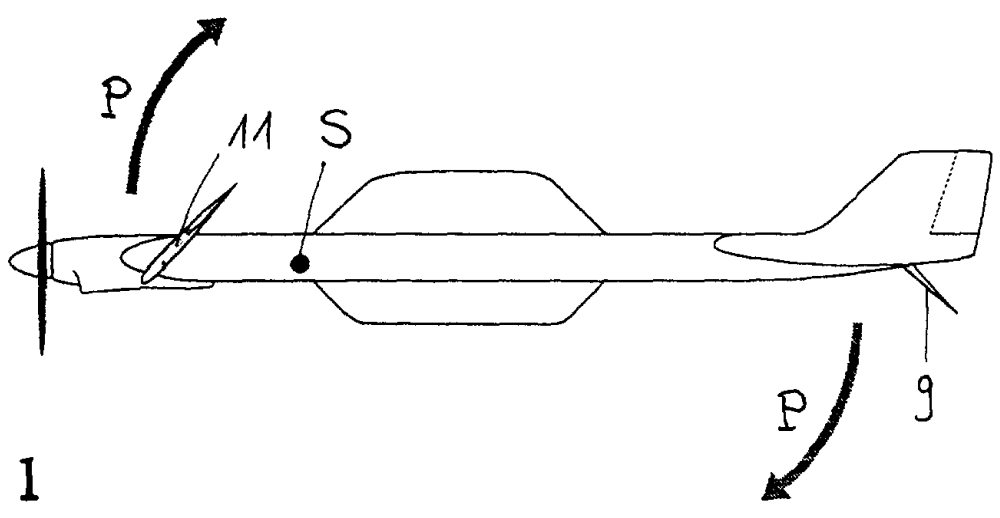


图 1 1