

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局



PCT



(43) 国际公布日
2007 年 2 月 8 日 (08.02.2007)

(10) 国际公布号
WO 2007/014531 A1

(51) 国际专利分类号:

B64C 29/00 (2006.01) B64C 27/26 (2006.01)
B64C 27/28 (2006.01)

(21) 国际申请号:

PCT/CN2006/001944

(22) 国际申请日:

2006 年 8 月 2 日 (02.08.2006)

(25) 申请语言:

中文

(26) 公布语言:

中文

(30) 优先权:

200510087376.1

2005 年 8 月 2 日 (02.08.2005) CN

(71) 申请人及

(72) 发明人: 韩培洲(HAN, Peizhou) [CN/CN]; 中国北京市西城区白云路1号白云大厦1202室, Beijing 100045 (CN)。

(74) 代理人: 中国专利代理(香港)有限公司(CHINA PATENT AGENT (H. K.) LTD.); 中国香港特别行政区湾仔港湾道23号鹰君中心22字楼, Hong Kong (CN)。

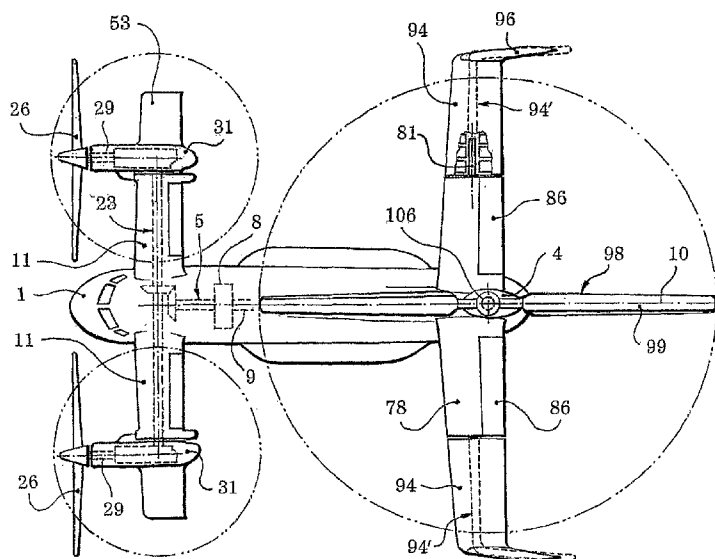
(81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), 欧洲 (AT, BE, BG, CH,

[见续页]

(54) Title: A VTOL AIRCRAFT WITH TILT FRONT ROTORS

(54) 发明名称: 前旋翼倾转式垂直起落飞机



(57) Abstract: The present invention provides a VTOL aircraft with tilt front rotors. A front wing bearing the front rotors is provided on the front fuselage and a main wing is provided below the rear rotors that locate on the rear fuselage. This arrangement makes the disc area of rear rotor bigger than those of two front rotors, and the area ratio of front wing and main ring is substantially corresponding to the lift ratio of front rotor and rear rotor. Thus, front wing can bear the same lift produced by front rotor and reduce the load of main wing, which makes the wing arrangement and the distribution of lift more reasonable and improves the cruise flight efficiency.

[见续页]

WO 2007/014531 A1



CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS,
IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR),
OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML,
MR, NE, SN, TD, TG)。

所引用双字母代码及其它缩写符号，请参考刊登在每
期PCT公报期刊起始的“代码及缩写符号简要说明”。

本国际公布：

— 包括国际检索报告。

(57) 摘要：

本发明提供了一种改进的前旋翼倾转式垂直起落飞机，带有前旋翼（26）的前翼（11）设在机身（1）前部，在机身后部的后旋翼（98）下面位置设有主翼（78），这种布置可让后旋翼的桨盘面积较大于两个前旋翼（26），也使前翼与主翼的面积大小之比基本上同前、后旋翼所产生的升力之比相对应。这样，在飞机前飞时前翼便可分担与前旋翼所产生的相同升力，让主翼承担的升力相应减小，使飞机的机翼布局和升力分配更为合理，也提高了飞机的前飞效率。

前旋翼倾转式垂直起落飞机

本发明涉及一种垂直起落飞机，特别是前旋翼倾转式垂直起落飞机。

5 在申请号为 03137211.2 的发明专利申请书中，所介绍的前旋翼倾转式垂直起落飞机的主翼设在了前旋翼与后旋翼之间的位置处。主翼的这种位置安排要求两前旋翼与后旋翼所产生的升力不能相差较大。由于两前旋翼产生总起飞重量 $1/4$ 左右的升力便可满足飞机前飞时的拉力要求，这样便无法让两前旋翼的升力减小
10 到使飞机保持在高效率的前飞状态。另外，前翼仅起到在垂直起飞时支撑前旋翼的作用，在水平飞行时，飞机重量基本由中部位位置的主翼承载，前旋翼承受升力载荷的能力便未被利用，从而因功能闲置造成了相应的结构浪费。

当上述的垂直起落飞机在向前飞行、停转的共轴反转后旋翼
15 的桨叶停在与机身中线对齐的最小阻力位置后，处在前侧的桨叶容易受到气流的扰动作用而上下振动，这一问题在小型垂直起落飞机中还能较好的解决，但在大中型垂直起落飞机中便难以克服。同时，后旋翼的每副上下旋翼因只设两片桨叶，不利于让后旋翼采用较大的桨盘载荷，也就不适合制成更大型的垂直起落飞
20 机。

本发明的目的是提供一种改进的前旋翼倾转式垂直起落飞机，其结构布局不仅更为合理，而且还有利于获得更高的飞行效率。

本发明的前旋翼倾转式垂直起落飞机具有采用轮式起落架的
25 机身，在机身前部靠上的位置设有前翼，在前翼两端通过倾转舱和前旋翼轴分别装有前旋翼，两前旋翼轴之间经前旋翼内的横传动轴传动连接，在机身后部上面的凸起座上设有共轴反转后旋翼，每副后旋翼由两个桨叶构成，后旋翼停转时，桨叶被停在与机身中心线对齐的位置处，后旋翼的旋翼轴经其上设有离合器的
30 中间传动轴与前旋翼的横传动轴传动连接，在机身上还设有主翼；后旋翼的桨盘面积较大于两个前旋翼的桨盘面积，主翼基本被设在后旋翼的旋翼轴下面位置处，前翼与主翼的面积大小之比

基本上同两前旋翼产生的较小力与后旋翼产生的较大升力之比相对应。

在对本发明结构的进一步完善中，在主翼的后侧设有仍具襟翼功能的较大面积的下折翼，下折翼由设置在主翼与下折翼之间的控制油缸控制，下折翼在下洗气流中可相应下折。在主翼的下折翼以外部分，被制成通过倾转轴装有的倾转外翼，该外翼经传动控制机构与前翼上的倾转舱既可同步倾转，也可进行单独的角度控制。另外，在每侧的主翼或倾转外翼上分别设有垂直尾翼，垂直尾翼设在倾转外翼上时，在倾转外翼由水平转到垂直位置后，垂直尾翼上的方向舵仍能被转向操纵。

为使本发明中前旋翼倾转式垂直起落飞机的后旋翼能被有效控制，在后旋翼的旋翼轴上分别设有卡盘、从动轮和刹车盘（或刹车毂），在卡盘的外圆面（或者上下侧的一个端面）上设有一或两个对称布置的双斜面卡槽，在凸起座的支撑轴上装有受油缸控制、其头部具有压轮的定位压臂；旋翼轴上的从动轮经传动连接的驱动轮和单向离合器被低速驱动装置的驱动轴带动；后旋翼被刹车盘制动停转后，低速驱动装置经单向离合器带动后旋翼的旋翼轴低速转动，当油缸使定位压臂上的压轮压入转到的卡盘上的卡槽中时，低速转动装置停转，相对应的后旋翼的桨叶也转到与机身中心线对齐的位置处。另外，也可以让定位压臂经一个液压或弹簧定中套筒铰接在凸起座的支撑轴上。

在本发明的前旋翼倾转舱安装方式中，倾转舱通过轴承安装在前翼外侧结构的支撑轴套上，在外侧结构内设有轴承和传动室，带动前旋翼的横传动轴穿过轴承、传动室和支撑轴套后伸到倾转舱内的轴承上，在支撑轴套内装有套在横传动轴上的变距控制套，该控制套内端与传动室内的变距从动轮相连，另一端伸进倾转舱，经传动轮和变距机构与前旋翼各桨叶的变距臂传动连接。

为控制倾转舱的倾转，在倾转舱内侧面下部的支出轴与前翼外侧翼下凸出部的支撑轴套上装有倾转作动器，该作动器经其前部壳体内部的轴承座安装在支撑轴套上，在穿过支撑轴套进入壳体内部的驱动轴外端设有驱动齿轮，与之相啮合的从动齿轮经其内侧

连为一体的伞齿轮带动轴承座后面的螺杆上的从动伞齿轮，螺杆装在壳体后部的轴承与后侧连接筒后座的轴承上，并由其前端的从动伞齿轮和后端的挡圈轴向限位，从装在螺杆上的螺母作动板伸出两平行的伸缩杆，两伸缩杆穿过前部壳体上轴承座两侧的滑孔与带有轴承孔的连接头连成一体，倾转作动器经其前端的连接头与倾转舱上的支出轴相连。

本发明采用改进的前旋翼倾转式垂直起落飞机后，由于主翼基本上设在后旋翼的旋翼轴下面，前翼与主翼的翼面积大小便可根据两前旋翼与后旋翼在垂直起落时所产生的升力大小来决定，两前旋翼产生的升力较小，前翼的翼面积也要相应减少。后旋翼的升力较大，其下面主翼的面积也应较大。依据这种方式所确定出的前翼与主翼使得，在飞机平飞时前翼产生的升力与垂直起落时前旋翼产生的升力相同，消除了改进前前翼不产生升力的这一不足，也让主翼所承担的升力相应减小，使飞机的结构及机翼的升力分配更为合理。

由于较小直径的前旋翼与一般螺旋桨飞机相比也是较大，仍然能产生足够的前飞作用力，因此，在采用相对更大直径的后旋翼时，不仅可让这种垂直起落飞机具有更大的垂直起飞能力，使运载量增加。而且在水平飞行时，当后旋翼停转后，因带动后旋翼的发动机功率更大，关闭的后发动机使燃油被大量节省，被节省的这部分燃油便可让前发动机带动前旋翼更长时间的运转，大幅度增加了飞机的飞行距离。

在本发明具体实施过程中，不仅要使前旋翼和后旋翼具有适当的大小不同直径，也要让两者具有不同的桨盘载荷。前旋翼的桨盘载荷要更大一些，以有利于达到较快的前飞速度和较高的巡航效率，使其平飞状态与普通固定翼飞机相近。后旋翼的桨盘载荷要比前旋翼相对减小，以使这种飞机在垂直起落时平均下洗气流不是很大，接近于一般直升机。

本发明的这种垂直起落飞机在悬停过程中，因通过调整两前旋翼和后旋翼的桨距改变升力大小便可让飞机前行、向左右侧移和后退，而操纵两倾转外翼使其处于不同的下折偏转角度及改变垂直尾翼上的方向舵便可分别实现飞机前部的调头及后部的摆

动，使这种垂直起落飞机的前倾转旋翼和共轴反转后旋翼采用具有变距功能的简单桨毂结构即可，不必象直升机那样采用复杂的桨毂结构。

5 由于本发明的前旋翼倾转式垂直起落飞机具有较大的垂直起飞载荷，同时飞行速度较快、飞行距离较远，实际中只要不是用于专门的悬停作业，都可替代现有的普通直升机。可垂直起落，又速度快航程远的综合优点，也使这种垂直起落飞机能执行很多固定翼飞机难以完成的任务，从而可进一步扩大本发明这种垂直起落飞机的应用范围。

10 本发明的另一目的还要提供一种适合制成大中型垂直起落飞机的改进方案。

在把本发明的前旋翼倾转式垂直起落飞机制成大中型飞机时，它具有采用轮式起落架的机身，在机身前部靠上的位置设有前翼，在前翼两端通过倾转舱和前旋翼轴分别装有前旋翼，两前旋翼轴之间经前翼内的横传动轴传动连接，在机身后部上面的凸起座上设有共轴反转后旋翼，在机身上还设有主翼，后旋翼的桨盘面积较大于两个前旋翼的桨盘面积，主翼基本设在后旋翼的旋翼轴下面位置处，前翼与主翼的面积大小之比基本上同两前旋翼产生的较小升力与后旋翼产生的较大升力之比相对应；带动两前旋翼的前发动机经中间传动轴和变速器与后旋翼的主减速器传动连接，当前飞时，带动前旋翼的前发动机经变速器减速带动后旋翼；后发动机经单向离合器与后旋翼的主减速器传动连接，后发动机只在垂直起落过程中带动后旋翼，而这时的变速器则以 1:1 传动比使两前旋翼与后旋翼传动相连。

25 上述大中型垂直起落飞机中的变速器具有与前发动机相连的输入轴和带动后旋翼的输出轴，输入轴通过离合器与共轴布置的输出轴相连；输入轴上所设的小齿轮与另设的减速轴上的齿轮啮合，减速轴另一侧的小齿轮与通过单向离合器套装在输出轴上的齿轮啮合。

30 在把本发明的垂直起落飞机制成大、中型飞机后，在前飞时所设的共轴反转后旋翼经变速器也被带动低速旋转并产生一小部分升力。由于后旋翼在垂直起落和平飞状态中都保持旋转，便可

让后旋翼的上下两副旋翼桨叶数量增加到三片至四片，使后旋翼具有更大的桨盘载荷，以适合制成起飞重量更大的大、中型垂直起落飞机。虽然这种大、中型垂直起落飞机在前飞时后旋翼经变速器被前发动机带动继续旋转，但在这种状态下，因后旋翼的桨叶迎角较小，转速很低，所消耗的发动机功率也较少，而停转的后发动机仍能节省大量的燃油供前发动机带动飞机前飞，使飞机具有更远的飞行航程。

下面结合附图和具体实施例对本发明作进一步详细的说明。

图 1 是根据本发明一个实施方案的垂直起落飞机的俯视图。

10 图 2 是图 1 中垂直起落飞机的侧视图。

图 3 是图 1 中垂直起落飞机的正视图。

图 4 是本发明垂直起落飞机中主翼及其后侧下折翼的结构剖视图。

15 图 5 是本发明的后旋翼刹车、低速驱动装置和定位压臂的结构示意图。

图 6 是本发明中带定中套筒的定位压臂结构示意图。

图 7 是本发明的垂直起落飞机倾转舱的结构剖视图。

图 8 中的倾转舱处于水平状态，前旋翼转到前翼前面。

图 9 中的倾转舱处在垂直状态，前旋翼转到主翼的上面。

20 图 10 是本发明中倾转作动器的俯视剖视图。

图 11 是图 10 中倾转作动器的侧视剖视图。

图 12 是本发明的小型垂直起落飞机的俯视图。

图 13 是图 12 中小型垂直起落飞机的侧视图。

25 图 14 是本发明的小型垂直起落飞机前、后旋翼的发动机驱动系统布置图。

图 15 是根据本发明另一实施方案用于大型垂直起落飞机的传动机构的示意图。

图 16 是图 15 中变速器的结构示意图。

30 图 1、图 2 和图 3 给出的是本发明的前旋翼倾转式垂直起落飞机的三视图。它具有采用轮式起落架的机身 1，在机身上设有前翼 11 和主翼 78，前翼设在机身 1 的前部靠上位置处，在前翼两端通过倾转舱 31 和前旋翼轴 29 分别装有前旋翼 26，两前旋翼

轴 29 之间经前翼内的横传动轴 23 传动连接，以使两前旋翼同步运转。因共轴反转后旋翼 98 设在机身后部上面的凸起座 4 上，共轴反转的两副后旋翼使其在转动时所存在的不平衡力被相互抵消，由两个桨叶构成的每副后旋翼在停转时，可被停在与机身中心线 10 对齐的最小阻力位置处，让后旋翼在飞机平飞时所受到的阻力较小。主翼 78 位于机身 1 的后部，基本设在后旋翼 98 的旋翼轴 106 下面位置处。在本发明的垂直起落飞机中，在垂直起落时，因前翼 11 处于前旋翼 26 的下面，在把主翼 78 设在后旋翼 98 下面位置后，前翼 11 与主翼 78 的面积大小之比要基本上同两前旋翼 26 产生的较小升力与后旋翼 98 产生的较大升力之比相对应。

在确定前旋翼与后旋翼的各自直径及升力大小时，由于较小直径的前旋翼与一般螺旋桨飞机相比也是较大，仍然能让前旋翼产生足够的前飞作用力。因此，实际中要让后旋翼 98 的桨盘面积较大于两个前旋翼 26 的桨盘面积，让后旋翼所产生的升力也较大于两前旋翼所产生的升力（垂直起落时）。旋翼升力的大小不仅与桨盘面积有关，也与所确定的桨盘载荷大小有关，为使本发明的垂直起落飞机具有较高的前飞效率和更快的飞行速度，应让前旋翼的桨盘载荷更大一些（ $85\text{kg/m}^2 - 110\text{kg/m}^2$ ），而后旋翼的桨盘载荷（ $30\text{kg/m}^2 - 60\text{kg/m}^2$ ）要相应低于前旋翼，以便获得较高的悬停效率，使飞机的平均下洗气流不是很大。

前翼和主翼的面积也应根据前、后旋翼的升力大小进行确定。确定出前、后旋翼的升力大小后，因前旋翼 26 的升力相对较小，相应的前翼 11 的翼展和面积也要较小；后旋翼 98 的升力较大，相应的主翼 78 的翼展和面积也要较大，如图 1 俯视图所示。在时速 400 公里的螺旋桨飞机中，螺旋桨的向前拉力一般相当于飞机总重的 $1/4$ 左右，据此，两前旋翼所产生的升力可确定为相当于飞机总重的 $1/4$ 左右，后旋翼的升力相当于飞机总重的 $3/4$ 左右。前旋翼 26 的直径相当于后旋翼 98 直径的 30%-40%。在具体实施中，还要考虑到有利于飞机平稳飞行的重心前移量。

因前翼 11 面积较小，当机身 1 与倾转舱 31 之间的前翼面积不够时，如图 1 所示，还可在倾转舱 31 外侧增设前外翼 53。

由于主翼 78 设在后旋翼 98 的下面, 为避免垂直起落时主翼在后旋翼的下洗气流中产生较大阻力, 如图 1 中所示, 在主翼的后侧设有较大面积的下折翼 86, 下折翼 86 在主翼后侧的结构安装如图 4 所示, 在主翼 78 与下折翼 86 之间安装有的控制油缸 91, 该油缸使下折翼在飞机平飞时处在收回位置。而飞机垂直起落时, 切断供给控制油缸 91 的压力油, 下折翼便在后旋翼的下洗气流作用下相应下折, 如图中虚线所示, 以减少主翼所产生的气流阻力, 这时的控制油缸也会对下折翼在气流中所产生的摆动冲击进行阻尼。因下折翼占据了原机翼后侧的襟翼位置, 如飞行中通过控制下折翼的向下角度偏转也起到足够的襟翼作用, 可仍让下折翼替代原来位置的襟翼。如只有采用后退式襟翼才能达到应用的控制作用, 可在下折翼后侧增设后退式襟翼(图中未画)。同样, 为减少主翼 78 在下洗气流中所产生的阻力, 在主翼的下折翼 86 以外部分被制成通过倾转轴 81 装有的倾转外翼 94, 该外翼经传动控制机构与前翼 11 上的倾转舱 31 既可同步倾转, 也可
15 为完成相应的悬停姿态而进行单独的角度控制。如在下洗气流中让已转到垂直位置的倾转外翼 94' 同时向前或向后偏转, 便可让悬停中的垂直起落飞机向前或向后移动。如控制两侧的倾转外翼 94' 向相反的角度位置偏转, 便可让机身前部向被控制的方向摆动。
20 动。

由于机身后部设有安装后旋翼的凸起座 4, 占据了一般飞机垂直尾翼的位置, 因此在每侧的主翼 78 或倾转外翼 94 上分别设有垂直尾翼 96。图中的垂直尾翼设在了倾转外翼的外端, 垂直尾翼采用这种方式布置后, 在悬停状态中为能控制机身 1 后部向两
25 侧摆动, 在倾转外翼 94 由水平转到垂直位置 94' 后, 垂直尾翼上的方向舵 97 要仍能被转向操纵(参看图 2)。

实际中如主翼 78 在后旋翼的下洗气流作用下发生抖动现象时, 可在主翼与机身之间设斜拉加强梁, 以加强主翼的结构强度。

在前旋翼倾转式垂直起落飞机的不同飞行状态中, 当飞机进行垂直起落时, 前旋翼 26 上转到 26' 所示位置(参看图 2 和图 3),
30 与旋转的后旋翼 98 共同产生向上的升力。在这种状态中, 主翼 78 上的下折翼 86 下转到 86' 的位置, 主翼外侧的倾转外翼 94 也转

到 94' 的位置, 如图 3 中虚线所画。当飞机完成垂直起飞过程需转入前飞状态时, 前旋翼从 26' 位置逐渐向前倾转, 产生出使飞机前飞的分力, 让飞机开始前飞, 在这一过程中, 飞机的前翼 11 和主翼 78 也开始产生相应的升力, 共同旋转的后旋翼 98 则相应减小桨叶的迎角, 逐渐减小其产生的上升力。当前旋翼 26 完全转到向前的位置时, 前旋翼产生的所有作用力都用来使飞机向前飞行, 让飞机达到一定的前飞速度, 飞机的重量也改由前翼 11 和主翼 78 分别承载, 而主翼上的下折翼 86 和倾转外翼 94 则回到平直位置, 相对应的后旋翼桨叶 99 被调整到零升力角度。如果飞机转入长距离巡航状态, 带动后旋翼的涡轮发动机便被关闭, 让后旋翼停止转动, 并使其桨叶停在与机身中心线 10 对齐的最小阻力位置处, 以直接降低燃料的消耗、减小后旋翼阻力, 从而大幅度提高飞机的巡航效率。

后旋翼 98 从旋转状态到停止转动并被锁止在与机身中心线对齐的位置处, 是在机身后部凸起座 4 内的不同控制机构作用下实现的, 各机构的设置如图 5 所示, 在后旋翼的旋翼轴 106 上分别设有卡盘 108, 从动轮 112 和刹车盘 118 (或刹车毂), 刹车盘用来使不被驱动的后旋翼尽快停转, 从动轮可让停转的后旋翼桨叶回到定位位置, 卡盘使移到定位位置的后旋翼被卡紧。在卡盘 108 的外圆面 109 上设有一或两个对称布置的双斜面卡槽 110 (也可把卡槽设在卡盘 108 上下侧的一个端面上), 相对应的在凸起座内的支撑轴 128 上装有受油缸 130 控制, 其头部具有压轮 121 的定位压臂 120, 定位压臂在后旋翼旋转时由回位弹簧 123 保持在收回位置。设在旋翼轴 106 上的从动轮 112 可经传动连接的驱动轮 114 和单向离合器 115 被低速驱动装置 117 的驱动轴 116 带动。

从后旋翼停止被涡轮发动机带动、到固定在与机身中心线对齐的位置处是这样实现的, 当飞机进入正常巡航状态、带动后旋翼的涡轮发动机停止运转后, 在惯性作用下转动的后旋翼经旋翼轴 106 上的刹车盘 118 被刹车装置 119 作用停止转动。后旋翼停转后, 低速驱动装置 117 经其上的驱动轴 116、单向离合器 115、驱动轮 114 和传动带 113 带动旋翼轴 106 上的从动轮 112 低速转动, 同时, 控制油缸 130 也被压力油作用使定位压臂 120 经其上

的压轮 121 压向旋翼轴 106 上的卡盘 108, 当定位压臂上的压轮 121 压入转到的卡盘 108 上的卡槽 110 中时, 后旋翼被压轮卡紧停转, 低速驱动装置 117 也相应停止驱动, 这时相对应的后旋翼桨叶 99 正转到与机身中心线 10 对齐的最小阻力位置处 (参看图 1)。在图 5 所示的状态中, 卡盘 108 上的卡槽 110 沿箭头 111 所示方向将要转到压轮 121 的位置被卡住, 被卡住的卡盘在桨叶的低惯性作用下仍少量偏移, 通过卡槽 110 的斜面使压轮 121 相应回弹, 而油缸 130 的压力使桨叶的惯性被消减并又被压轮 121 压回到卡紧位置, 后旋翼的桨叶连同其卡盘在几次这样越来越小的摆动后, 最终被压轮卡紧定位 (参看图 6 中卡盘位置)。在旋翼轴 106 的轴套内是上层另一副后旋翼的旋翼内轴 102, 两者转速相同转向相反, 停转后的两副旋翼桨叶都被定位在与机身中心线对齐的位置处。

图 6 给出的定位压臂 120 是经液压定中套筒 129 铰接在凸起座内的支撑轴 128 上, 采用这种结构后, 刚压入卡盘 108 上卡槽 110 内的压轮 121 将不再回弹, 后旋翼桨叶的低惯性力由液压定中套筒 129 消减。在具体实施中, 也可用强力弹簧代替液压力制成弹簧式定中套筒。图 5 和图 6 中的卡盘 108 上设置了两个对称的卡槽 110, 为增大定位压臂的卡紧作用力, 也可相应设置两个定位压臂 120。

在本发明的垂直起落飞机中, 前旋翼 26 通过倾转舱 31 装在前翼 11 的外端, 在大中型飞机中, 因前旋翼的直径相对较大, 所需驱动功率也大, 可让前旋翼由设在倾转舱内的涡轴发动机带动。由于后旋翼在飞机前飞时被锁止, 其旋翼轴 106 是经带离合器 8 的中间传动轴 5 与两前旋翼的横传动轴 23 传动连接 (参看图 1)。后旋翼由设在机身后部的涡轮发动机带动, 其动力经传动齿轮传递到离合器 8 后面的后段中间传动轴 9, 再由该轴经减速器带动后旋翼 98。而在中小型飞机中, 因前旋翼的直径也相对变小, 所需功率也小, 可由设在机身 1 内的发动机带动。

在采用让前旋翼由机身内的发动机驱动方式后, 安装前旋翼的倾转舱结构如图 7 所示, 前旋翼 26 的倾转舱 31 通过其结构壳 32 上的轴承 36 安装在前翼外侧结构 12 的支撑轴套 14 上, 在外

侧结构 12 内设有轴承 21 和传动室 13，带动前旋翼 26 的横传动轴 23 穿过轴承 21、传动室 13 和支撑轴套 14 后伸到倾转舱结构壳 32 内的轴承 38 上，在横传动轴 23 的外端装有驱动齿轮 42，该齿轮经相啮合的从动齿轮 43 和相连的伞齿轮 40 带动中间短轴 37 上的伞齿轮 41，让横传动轴 23 实现进入倾转舱后转折 90 度的传动连接，中间短轴 37 的前端再通过行星减速齿轮组 39 带动装有前旋翼 26 的前旋翼轴 29。

在支撑轴套 14 内装有套在横传动轴 23 上的变距控制套 20，该控制套内端与传动室 13 内的变距从动轮 19 相连，另一端伸入倾转舱 31 的结构壳 32 内，经其端部的传动轮 18、螺杆摇臂变距机构 49 与结构壳 32 前部的支出轴套 35 上的变距环 50 相连，变距环再分别经变距拉杆 51 与前旋翼各桨叶 27 的变距臂 28 相连。在图 7 给出的倾转舱结构中，因穿过支撑轴套 14 的横传动轴 23 并不与支撑轴套相接触，留出了安装变距控制套 20 的空间，从而能让前旋翼受到可靠的变距控制。对变距控制套 20 的操纵，既可采用如图中所示的通过传动杆 17 带动变距从动轮 19 的方式，也可采用由设在前翼外侧结构 12 内的液压或电控驱动器直接带动变距主动轮 18 的方式。

对于倾转舱的倾转控制，在本发明中也给出了相应的倾转作动器的结构方案。倾转作动器 54 的安装位置如图 8 和 9 所示，经被安装在倾转舱 31 内侧面下部的支出轴 33 与前翼外侧翼下凸出部 15 的支撑轴套 16 上。图 8 中的倾转作动器 54 处于收回状态，这时倾转舱 31 的支出轴 33 与翼下凸出部 15 的支撑轴套 16 基本处于同一水平位置上，相应的前旋翼 26 随倾转舱 31 被转到前翼 11 的前面，此状态中的倾转作动器 54 也转到水平位置，并上摆到前翼外侧的整流罩 25 下面。图 9 中倾转作动器 54 的双伸缩杆 74 处于完全伸出状态，其后部也相应下摆，这时的倾转舱 31 被推动到向上的垂直位置，让其上的前旋翼转到前翼 11 的上面，配合飞机进行垂直起落。

倾转作动器的结构如图 10 和图 11 所示，倾转作动器 54 经其前部壳体 55 内的轴承座 57 套装在翼下凸出部 15 的支撑轴套 16 上，在穿过支撑轴套进入壳体 55 的驱动轴 59 的外端部设有驱动

齿轮 60, 与之相啮合的从动齿轮 61 经内侧连为一体的伞齿轮 62 带动轴承座 57 后面的螺杆 66 上的从动伞齿轮 65。螺杆 66 装在壳体 55 后部的轴承 68 与后侧连接筒后座 70 的轴承 71 上, 并由其前端的从动伞齿轮 65 和后端的挡圈 67 轴向限位。在螺杆 66 上装有螺母作动板 73, 从该作动板上伸出两平行的伸缩杆 74, 两伸缩杆穿过前部壳体 55 上轴承座 57 两侧的滑孔 56, 与带有轴承孔 76 的连接头 75 连成一体。倾转作动器 54 经其前端的连接头 75 与倾转舱 31 上的支出轴 33 相连。图中所给出的倾转作动器利用双轴伸缩杆 74 带动倾转舱, 在结构上能承受较大的拉伸作用力。让两伸缩杆从壳体内部的轴承座两侧伸出, 也减小了作动器沿驱动轴 59 方向上的厚度。带动两伸缩杆的螺杆 66 是通过承受拉力的形式作用螺母作动板 73 的, 受力方式较为合理。

实际中, 也可把这种结构的倾转作动器用于控制主翼 78 两侧的倾转外翼 94, 以便与前旋翼的倾转舱 31 保持整体动作的同步性。

图 12 和图 13 给出的是本发明小型前旋翼倾转式垂直起落飞机的外观图, 这种小型飞机有 4-5 个座位, 因不方便把中间传动轴设在机身的中心线上, 便把它的前段传动轴设在了机身座舱 2 侧面的结构框 3 内。

图 14 是图 12 和 13 中前旋翼倾转式垂直起落飞机的发动机和中间传动轴等的布置示意图。在图 14 给出的发动机布置方案中, 为躲开飞机客舱, 中间传动轴 5 的前半部分设在了机身 1 的侧面, 该轴的后端经侧传动齿轮 138、前段中间传动轴 7、离合器 8、后段中间传动轴 9 和传动齿轮 142 与后面的带动旋翼轴 106 的中间传动轴 5 传动连接。带动前旋翼 26 的活塞式发动机 135 (也可以是涡轴发动机) 设在了机身 1 的后部 (或者布置在机身前部), 通过传动齿轮 137 带动离合器 8 前面的前段中间传动轴 7。带动后旋翼 98 的涡轴发动机 139 设在机身 1 后部, 通过传动齿轮 141 带动离合器 8 后面的后段中间传动轴 9。设置活塞式和涡轴两种发动机是为了利用活塞式发动机油耗低的特点进行巡航飞行, 而重量轻、功率大的涡轴发动机主要用来带动后旋翼让飞机进行垂直起落。当然, 在活塞式发动机出现故障停机时, 涡轴发动机也可作为备用发动机投入使用, 从而增加这种垂直起落飞机的使用

安全性。

在以上所述前旋翼倾转式垂直起落飞机中，当飞机平飞时，后旋翼上下两副旋翼的两片桨叶被停在与机身中线对齐的最小阻力位置处，由于前飞时的气流会使停在前侧位置的后旋翼桨叶产生一定幅度的上下振动，这在小型垂直起落飞机中，因后旋翼的直径相对较小，这一问题容易解决的。在中型垂直起落飞机中，也可以把后旋翼桨叶的平面形状制成外窄内宽的梯形，增加桨叶在停转后所具有的刚性，以增强桨叶的抗振动能力。但在大型垂直起落飞机中，因后旋翼的直径太大，桨叶的质量也明显增加，很难使停转的后旋翼具有足够的抗下坠和防振强度。同时，因上下层的每副旋翼只具有两片桨叶，也难以让后旋翼具有较大的桨盘载荷，使采用这种后旋翼结构的垂直起落飞机不适合制成大型的垂直起落飞机。为改变这一不足，在上述前旋翼倾转式垂直起落飞机基础上，本发明还提供了一种前飞时后旋翼经变速器能被前发动机带动低速旋转、并适合制成大型垂直起落飞机的实施方案。在这一实施方案中，因后旋翼 98 在前飞时也被前发动机带动旋转，如图 15 所示，带动两前旋翼 26 的前发动机 144 是经中间传动轴 5 和变速器 145 与后旋翼 98 的主减速器 158 传动连接，带动后旋翼 98 的后发动机 159 经单向离合器 160 与后旋翼的主减速器 158 传动连接。本方案的垂直起落飞机当前飞时，带动前旋翼 26 的前发动机 144 经变速器 145 减速带动后旋翼 98。因前飞时后旋翼的升力转由主翼 78 产生，后旋翼这时只以较低的转速和较小的桨叶迎角产生一小部分升力，所消耗的前发动机功率并不大，只要使后旋翼的桨叶能处在稳定的低转速状态下即可，这时所形成的前飞阻力比原小型垂直起落飞机中停转的后旋翼 98 增加的并不是很多。

在前飞时，由于后旋翼 98 被前发动机低转速带动，只在垂直起落过程中带动后旋翼 98 的后发动机 159 便被关闭，节省下来的燃油都用来供带动前旋翼 26 的前发动机 144 使用，直接增加了飞机的飞行航程。在垂直起落过程中，后发动机 159 经单向离合器 160 和主减速器 158 带动后旋翼 98，前发动机 144 主要带动前旋翼 26，而这时的变速器 145 不再起变速作用，只以 1:1 的传

动比使两前旋翼 26 与后旋翼 98 传动相连。

在本方案的垂直起落飞机中，无论在垂直起落状态走还是在平飞过程时，由于后旋翼都处在旋转状态，这使后旋翼的上下两副旋翼桨叶数量可从原来的两片增加到三至四片，以便让后旋翼具有更大的桨盘载荷，以适应大型垂直起落飞机中对后旋翼的大升力要求。另外，如平飞时让后旋翼所产生的升力较大，也要相应减小主翼 78 所产生的升力。

图 15 中垂直起落飞机的变速器结构如图 16 所示，变速器 145 设在靠近后旋翼的主减速器前侧，或者与主减速器制成一体，变速器 145 具有与前发动机相连的输入轴 146 和带动后旋翼的输出轴 156，输入轴 146 通过离合器 148 与共轴布置的输出轴 156 相连。在输入轴 146 和输出轴 156 的侧旁另设平行布置的减速轴 152，输入轴 146 上所设的小齿轮 150 与减速轴上的齿轮 151 啮合，减速轴另一侧的小齿轮 153 与通过单向离合器 155 套装在输出轴 156 上的齿轮 154 相啮合。

在垂直起落飞机前飞时，前发动机的动力经变速器 145 的输入轴 146 和小齿轮 150 带动减速轴 152 上的齿轮 151，减速轴再经其上的小齿轮 153 减速带动相啮合的齿轮 154，齿轮 154 则经单向离合器 155 带动输出轴 156，让前发动机的动力能经变速器 145 减速带动后旋翼。变速器减速传动时，输入轴 146 与输出轴 156 之间的离合器 148 处在分离状态。当需要转入垂直起落状态时，先启动带动后旋翼 98 的后发动机 159，随着后发动机的启动，其动力也会经单向离合器 160 传给主减速器 158，逐渐让后旋翼 98 加速旋转（参看图 15）。在这一过程中也要相应调小后旋翼桨叶的迎角，以使后旋翼在达到正常转速过程中其升力并不增大，让飞机仍保持在稳定的前飞状态。在后旋翼增速过程中，因变速器的齿轮 154 经单向离合器 155 与输出轴 156 相连，输出轴的转速增加不会经变速器传递给前发动机。

当后发动机完全起动，后旋翼也达到正常转速后，这时，便可接合输入轴 146 与输出轴 156 之间的离合器 148，为向垂直起落状态进行转换作好了准备。

权 利 要 求

1. 一种前旋翼倾转式垂直起落飞机，它具有采用轮式起落架的机身(1)，机身上设有前翼(11)、前旋翼(26)、主翼(78)、后旋翼(98)，前翼(11)设置在机身前部靠上的位置，在前翼两端通过倾转舱(31)和前旋翼轴(29)分别装有前旋翼(26)，两前旋翼轴(29)之间经前翼内的横传动轴(23)传动连接，共轴反转后旋翼(98)设置在机身(1)后部上面的凸起座(4)上，每副后旋翼由两个桨叶(99)构成，后旋翼停转时，桨叶被停在与机身中心线(10)对齐的位置处，后旋翼(98)的旋翼轴(106)经其上设有离合器(8)的中间传动轴(5)与前旋翼的横传动轴(23)传动连接，其特征在于：后旋翼(98)的桨盘面积较大于两个前旋翼(26)的桨盘面积，主翼(78)基本设在后旋翼(98)的旋翼轴(106)下面位置处，前翼(11)与主翼(78)的面积大小之比基本上同两前旋翼(26)产生的较小升力与后旋翼(98)产生的较大升力之比相对应。

2. 根据权利要求1的前旋翼倾转式垂直起落飞机，其特征是：在主翼(78)的后侧设有具襟翼功能的较大面积的下折翼(86)，下折翼(86)由安装于主翼与下折翼之间的控制油缸(91)控制，下折翼在下洗气流中可相应下折。

3. 根据权利要求2的前旋翼倾转式垂直起落飞机，其特征是：主翼(78)的下折翼(86)以外部分被制成通过倾转轴(81)装有的倾转外翼(94)，该外翼经传动控制机构与前翼上的倾转舱(31)既可同步倾转，也可进行单独的角度控制。

4. 根据权利要求3的前旋翼倾转式垂直起落飞机，其特征是：在每侧的主翼(78)或倾转外翼(94)上分别设有垂直尾翼(96)，垂直尾翼设在倾转外翼上时，在倾转外翼由水平转到垂直位置后，垂直尾翼上的方向舵(97)仍能被转向操纵。

5. 根据权利要求2、3或4的前旋翼倾转式垂直起落飞机，其特征是：在后旋翼(98)的旋翼轴(106)上分别设有卡盘(108)、从动轮(112)和刹车盘(118)或刹车毂，在卡盘(108)的外圆面(109)或者上下侧的一个端面上设有一或两个对称布置的双

斜面卡槽(110),在凸起座的支撑轴(128)上装有受油缸(130)控制、其头部具有压轮(121)的定位压臂(120);旋翼轴(106)上的从动轮(112)经传动连接的驱动轮(114)和单向离合器(115)被低速驱动装置(117)的驱动轴(116)带动;后旋翼被刹车盘
5 (118)制动停转后,低速驱动装置(117)经单向离合器(115)带动后旋翼的旋翼轴(106)低速转动,当油缸(130)使定位压臂(120)上的压轮(121)压入转到的卡盘(108)上的卡槽(110)中时,低速驱动装置停转,相对应的后旋翼桨叶(99)也转到与机身中心线(10)对齐的位置处。

10 6. 根据权利要求5的前旋翼倾转式垂直起落飞机,其特征是:定位压臂(120)经一个液压或弹簧定中套筒(129)铰接在凸起座的支撑轴(128)上。

7. 根据权利要求5的前旋翼倾转式垂直起落飞机,其特征是:前旋翼的倾转舱(31)通过轴承安装在前翼外侧结构(12)的支撑轴套(14)上,在外侧结构内设有轴承(21)和传动室(13),
15 带动前旋翼的横传动轴(23)穿过轴承(21)、传动室(13)和支撑轴套(14)后伸到倾转舱(31)内的轴承(38)上,在支撑轴套(14)内装有套在横传动轴(23)上的变距控制套(20),该控制套内端与传动室(13)内的变距从动轮(19)相连,另一端伸进倾转舱(31)、经传动轮和变距机构与前旋翼各桨叶的变距臂(28)传动连接。
20

8. 根据权利要求7的前旋翼倾转式垂直起落飞机,其特征是:在倾转舱(31)内侧面下部的支出轴(33)与前翼外侧翼下凸出部(15)的支撑轴套(16)上装有倾转作动器(54),该作动器
25 经其前部壳体(55)内的轴承座(57)安装在支撑轴套(16)上,在穿过支撑轴套进入壳体(55)内的驱动轴(59)外端设有驱动齿轮(60),与之相啮合的从动齿轮(61)经内侧连为一体的伞齿轮(62)带动同承座(57)后面的螺杆(66)上的从动伞齿轮(65),螺杆(66)装在壳体后部的轴承(68)与后侧连接筒后
30 座(70)的轴承(71)上,并由其前端的从动伞齿轮(65)与后端的挡圈(67)轴向限位,从装在螺杆(66)上的螺母作动板(73)伸出两平行的伸缩杆(74),两伸缩杆穿过前部壳体(55)上轴

承座(57)两侧的滑孔(56),与带有轴承孔(76)的连接头(75)连成一体,倾转作动器(54)经其前端的连接头(75)与倾转舱(31)上的支出轴(33)相连。

9、一种前旋翼倾转式垂直起落飞机,它具有采用轮式起落架的机身(1),机身上设有前翼(11)、前旋翼(26)、主翼(78)、后旋翼(98),前翼(11)设置在机身前部靠上的位置,在前翼两端通过倾转舱(31)和前旋翼轴(29)分别装有前旋翼(26),两前旋翼轴(29)之间经前翼内的横传动轴(23)传动连接,在机身(1)后部上面的凸起座(4)上设有共轴反转后旋翼(98),其特征
5 在于:后旋翼(98)的桨盘面积较大于两个前旋翼(26)的桨盘面积,主翼(78)基本设在后旋翼(98)的旋翼轴(106)下面位置处,前翼(11)与主翼(78)的面积大小之比基本上同两前旋翼(26)产生的较小升力与后旋翼(98)产生的较大升力之比相对应;带动两前旋翼(26)的前发动机(144)经中间传
10 动轴(5)和变速器(145)与后旋翼(98)的主减速器(158)传动连接,当前飞时,带动前旋翼的前发动机(144)经变速器(145)减速带动后旋翼(98);后发动机(159)经单向离合器(160)与后旋翼(98)的主减速器(158)传动连接,后发动机(159)只在垂直起落过程中带动后旋翼(98),而这时的变速器(145)
15 则以1:1传动比使两前旋翼与后旋翼传动相连。

10、根据权利要求9的前旋翼倾转式垂直起落飞机,其特征是:变速器(145)具有与前发动机(144)相连的输入轴(146)和带动后旋翼(98)的输出轴(156),输入轴(146)通过离合器(148)与共轴布置的输出轴(156)相连;输入轴(146)上所
20 设的小齿轮(150)与另设的减速轴(152)上的齿轮(151)啮合,减速轴另一侧的小齿轮(153)与通过单向离合器(155)套装在输出轴(156)上的齿轮(154)啮合。

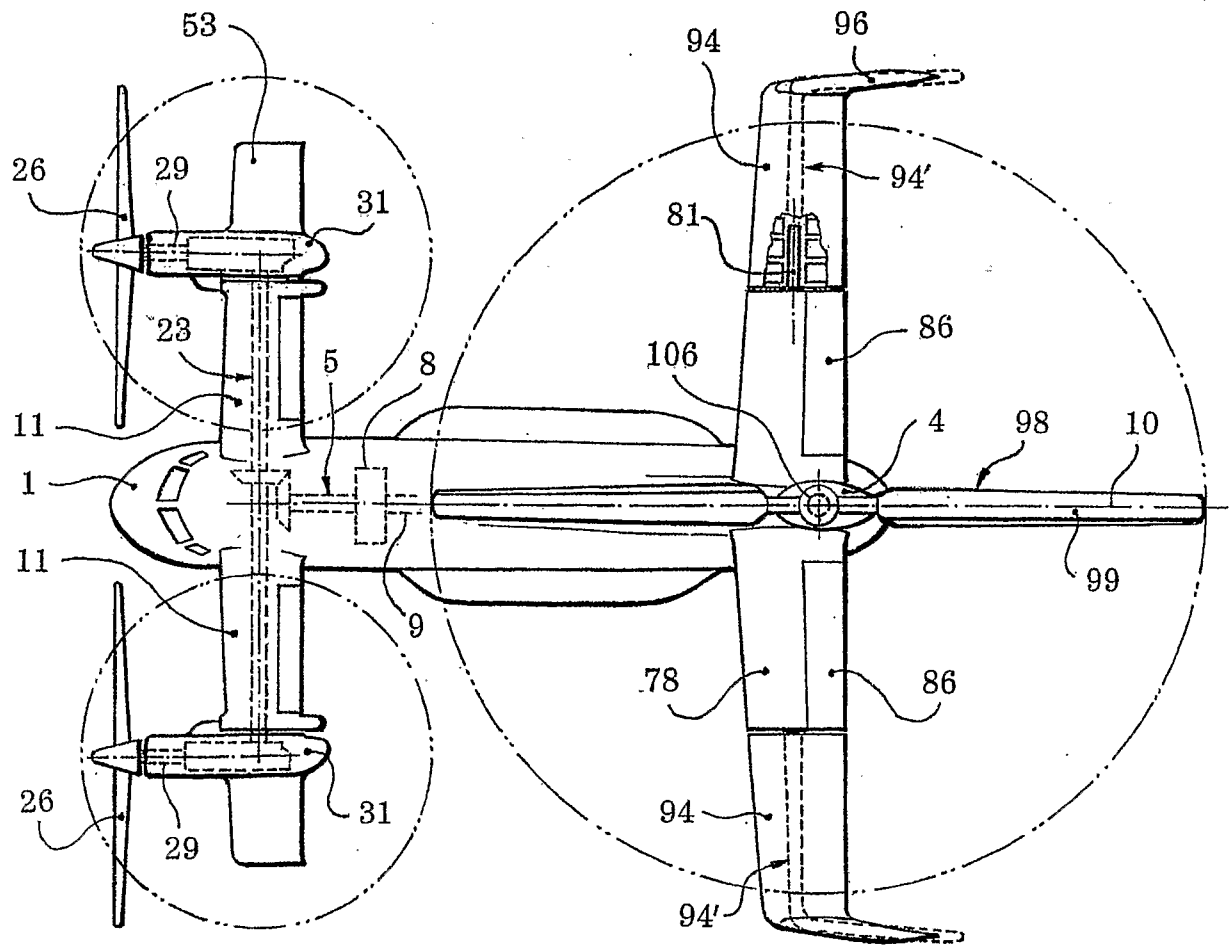


图 1

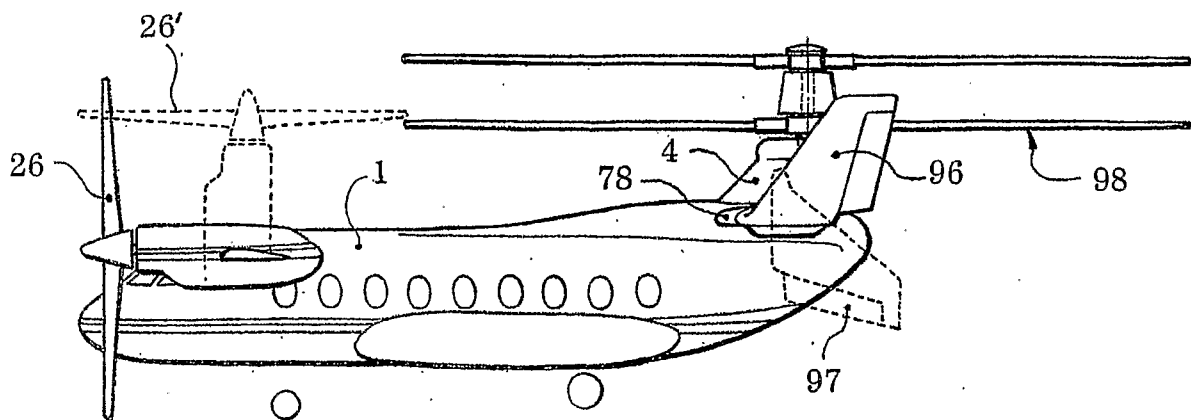


图 2

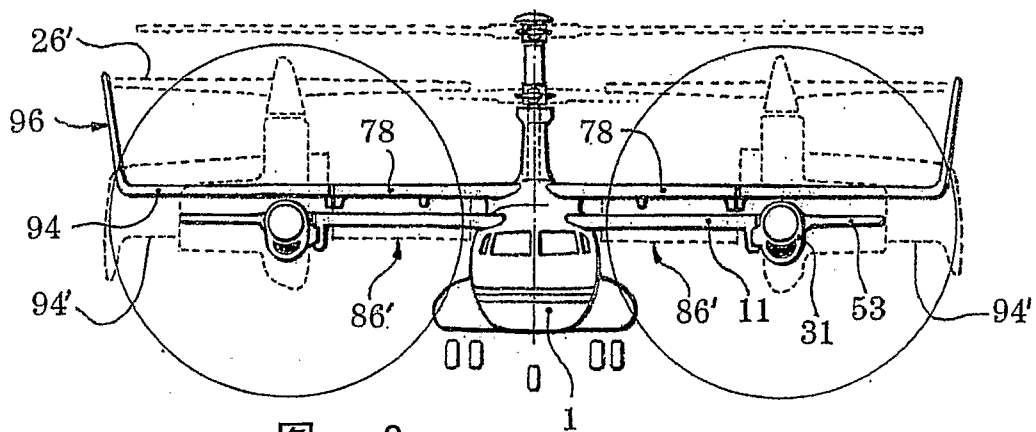


图 3

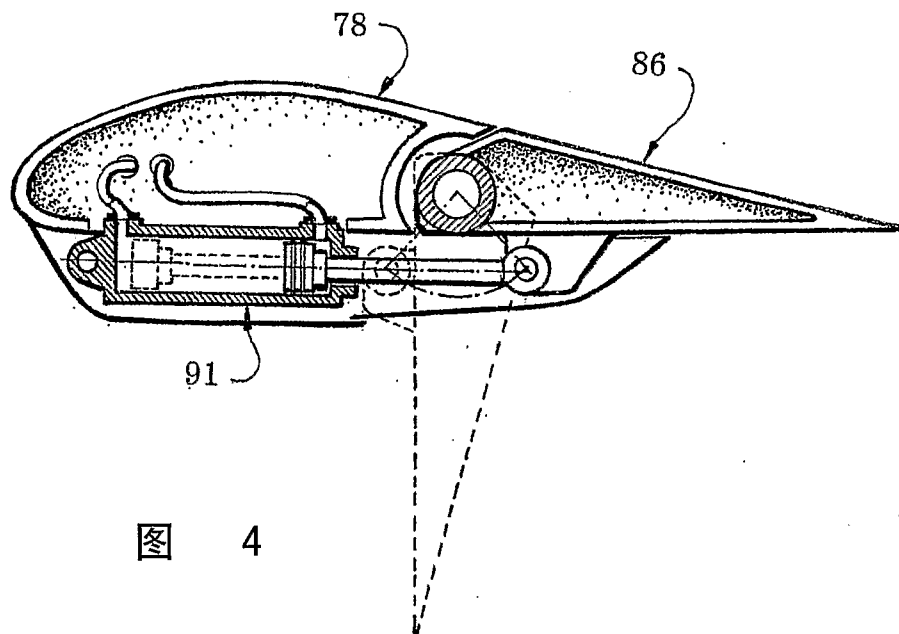


图 4

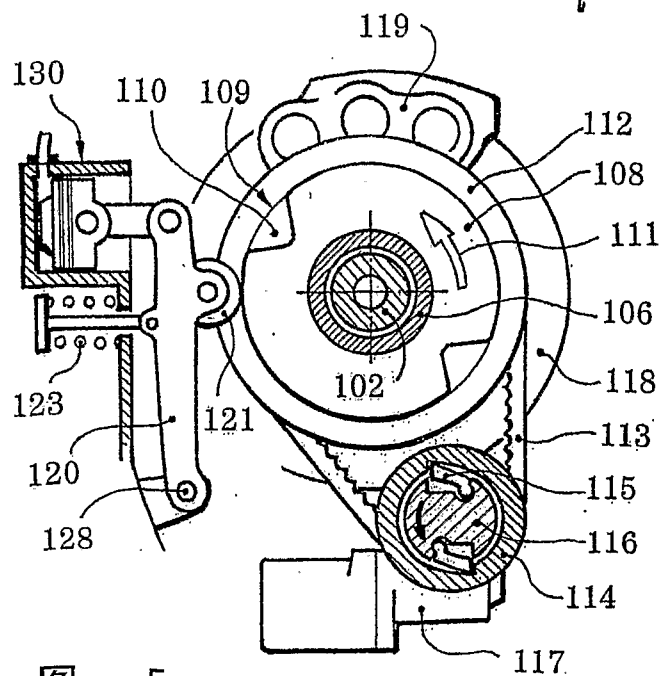


图 5

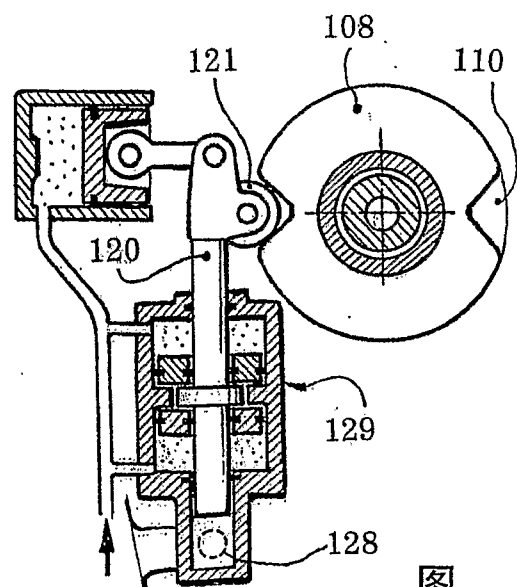


图 6

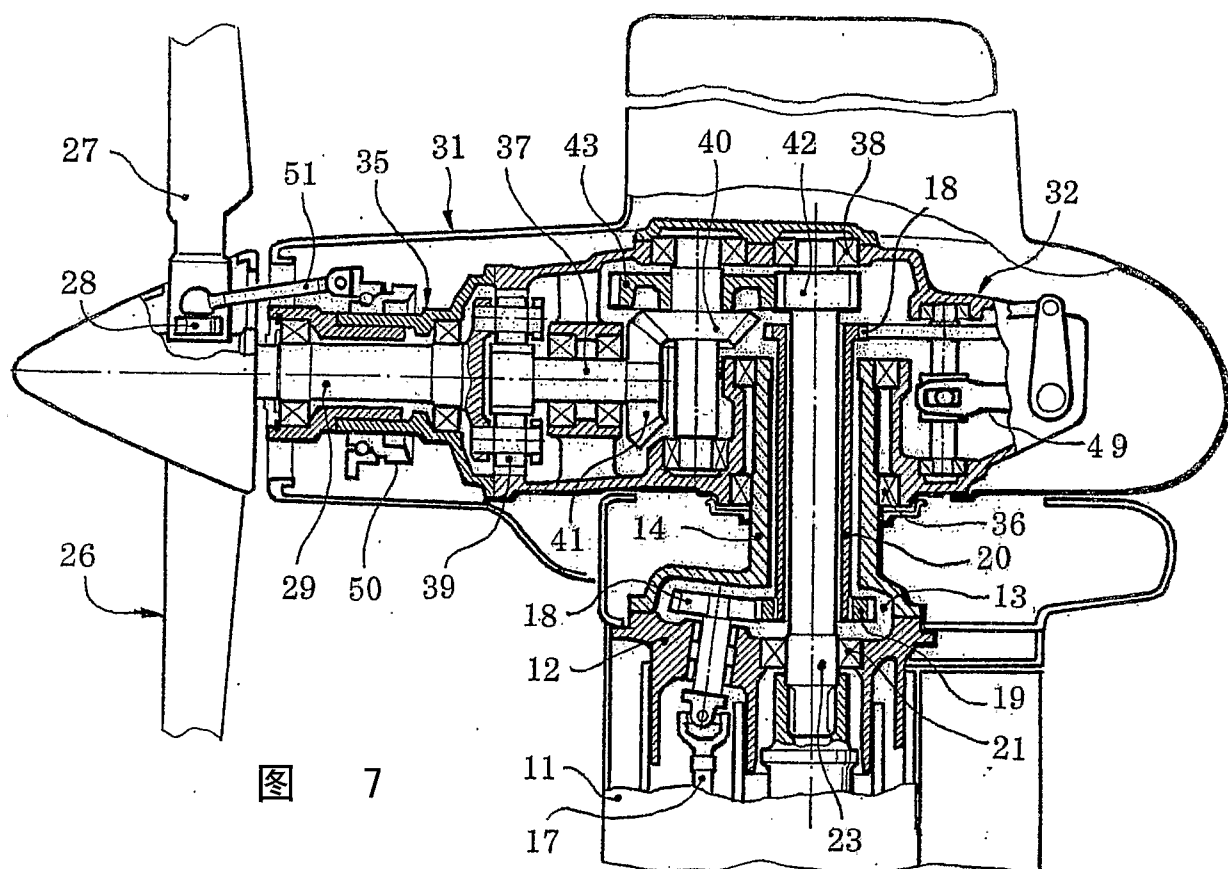


图 7

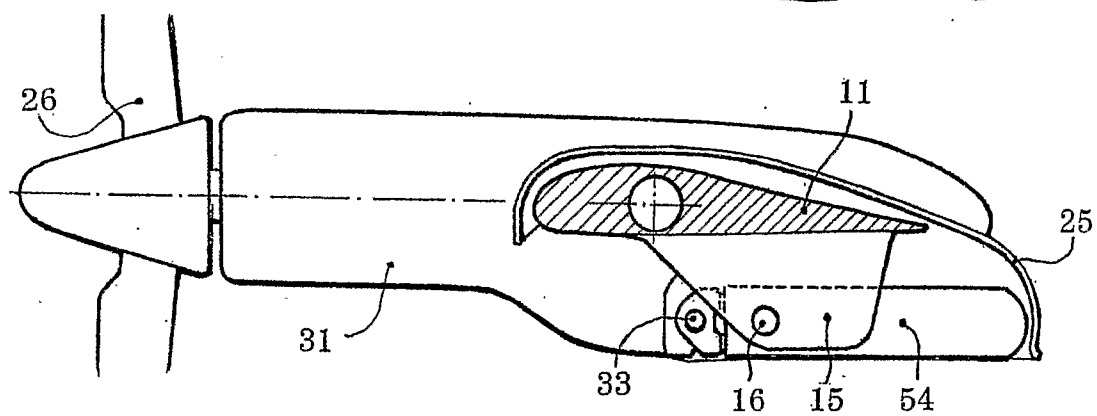


图 8

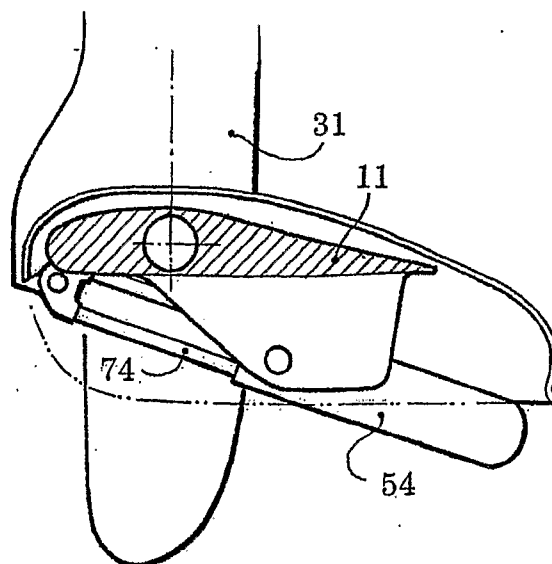
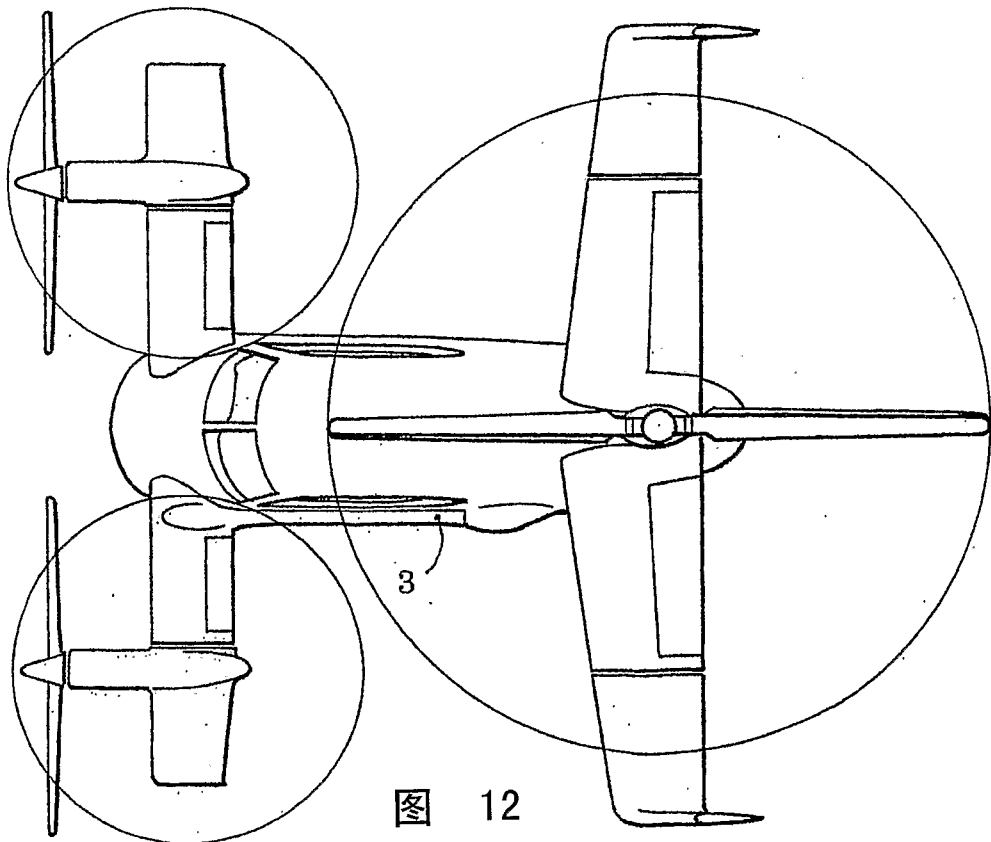
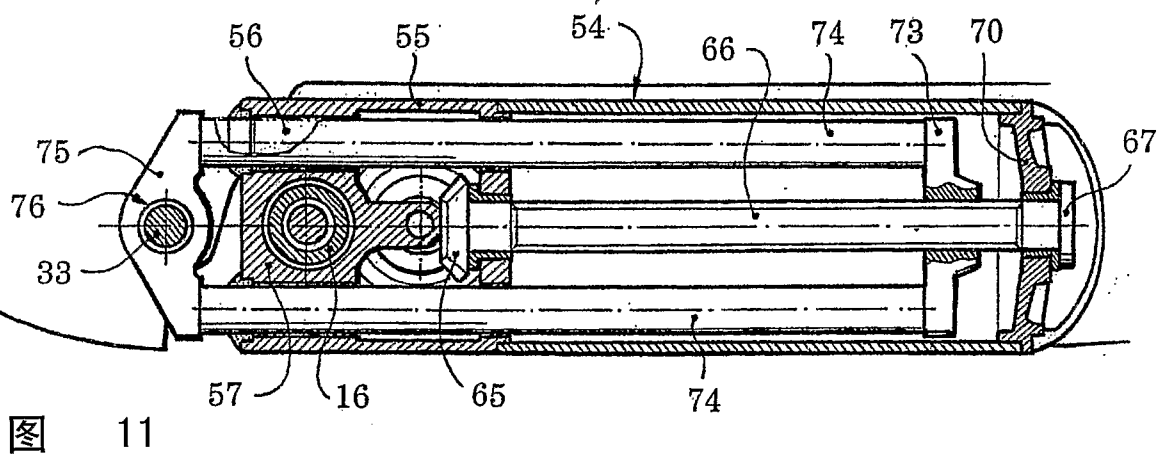
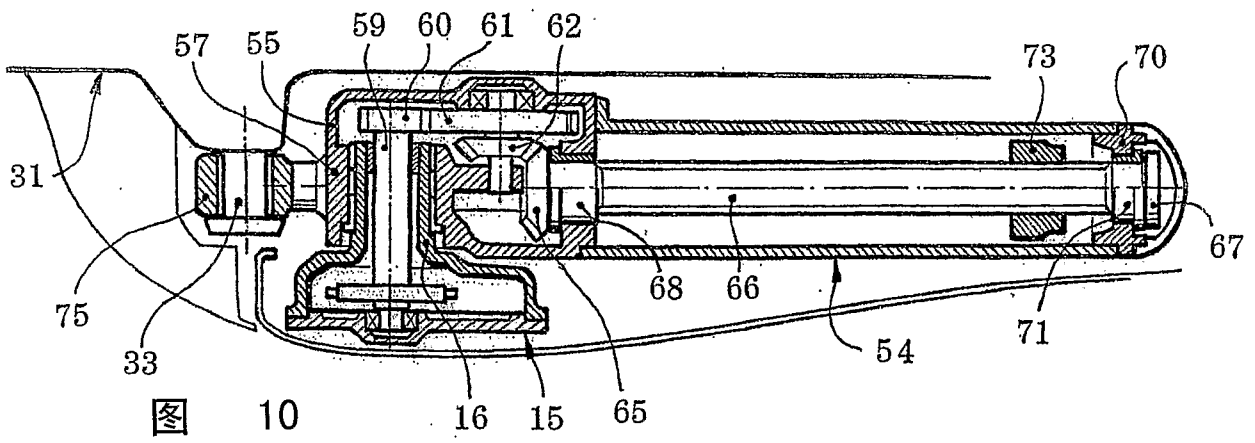


图 9



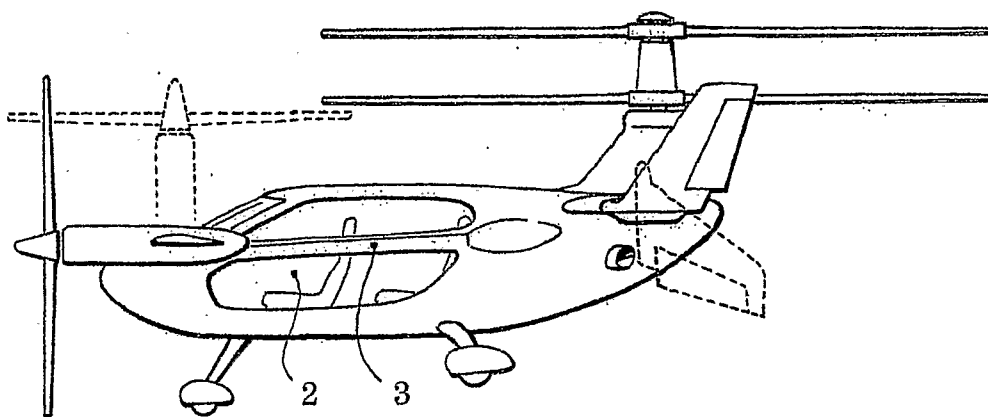


图 13

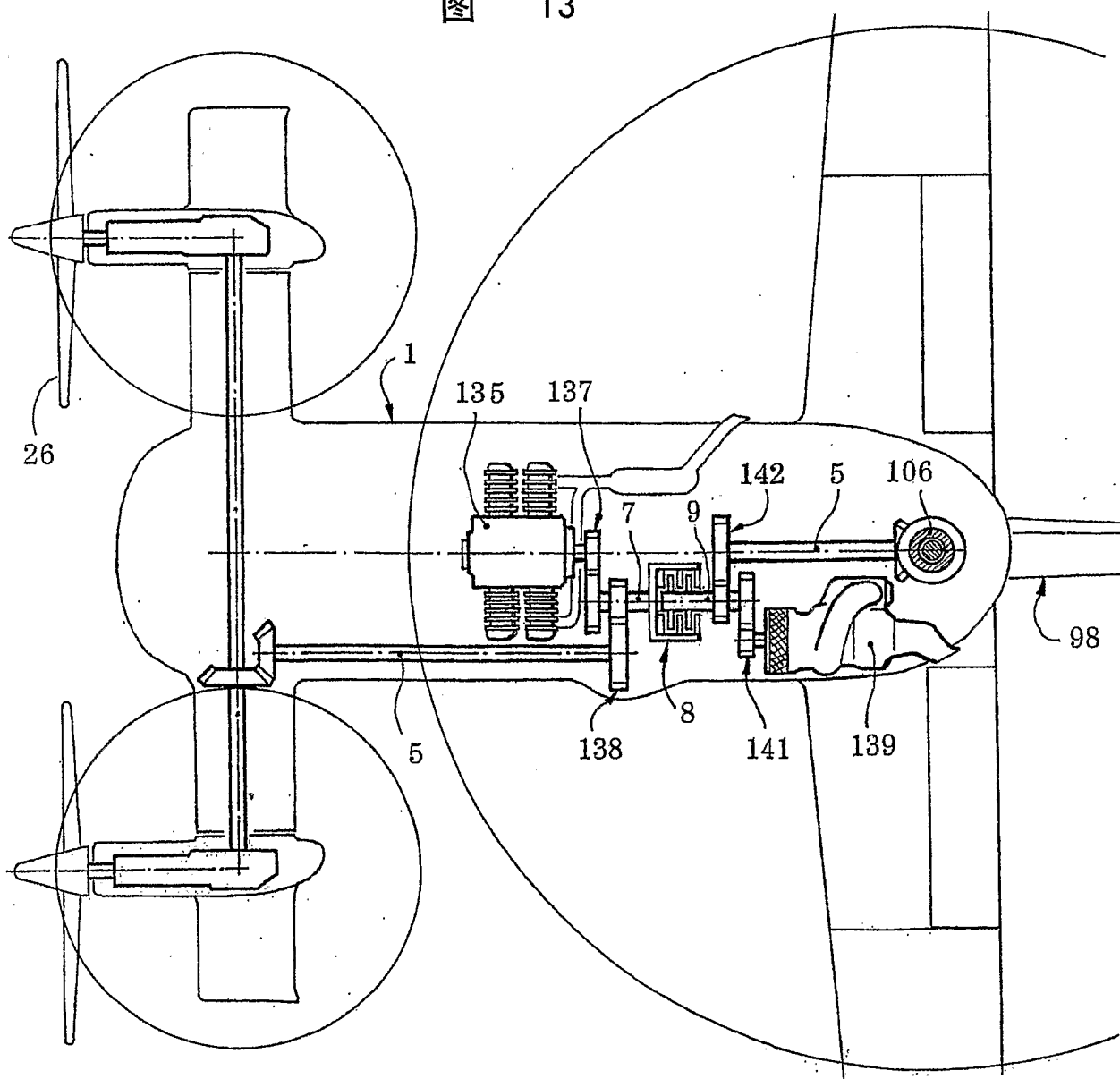


图 14

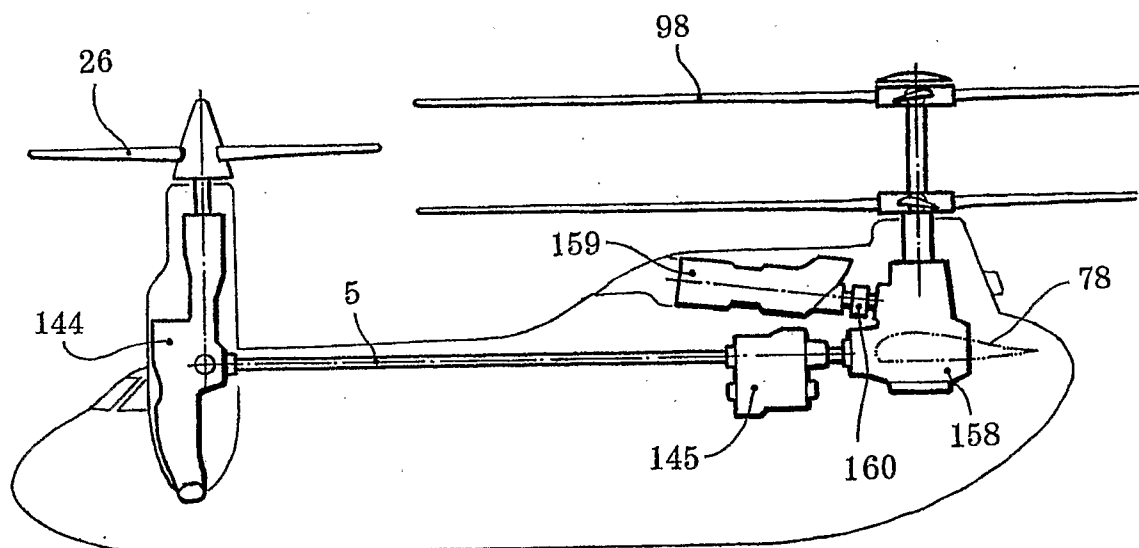


图 15

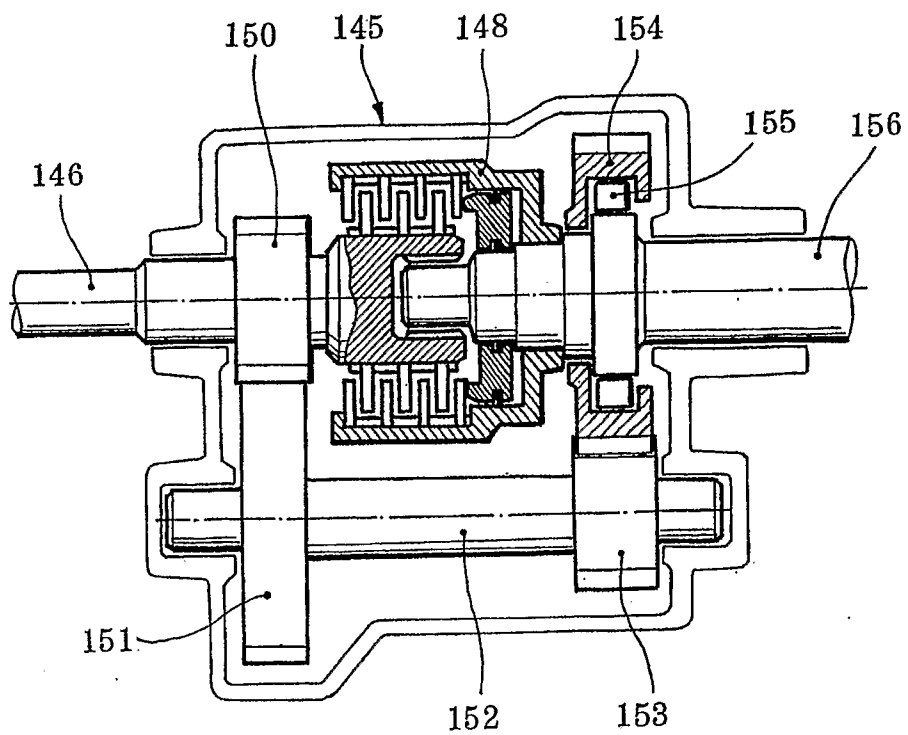


图 16

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2006/001944

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

See extra sheet

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Chinese invention patents, Chinese utility models

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPODOC,WPI,PAJ,CNPAT

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN,A,1458030 (HAN, Peizhou) 26.Nov.2003 (26.11.2003) Pages 3 to 6, Figs 1 to 11	1-10
A	CN,A,1384019 (ZHAO, Runsheng) 11.Dec.2002 (11.12.2002) the whole document	1-10
A	US,B,6513752 (CATERCOPTERS LLC) 04.Feb.2003 (04.02.2003) the whole document	1-10
A	US,A,2005127238 (BALLEW Kenneth Sye) 16.Jun.2005 (16.06.2005) the whole document	1-10
A	EP,A,0790181 (KAEHLER Kai) 20.Aug.1997 (20.08.1997) the whole document	1-10
A	GB,A,666491 (GIROZ Henri Edmond) 13.Feb.1952 (13.02.1952) the whole document	1-10
A	US,B,6659394 (US SEC OF AIR FORCE) 09.Dec.2003 (09.12.2003) the whole document	1-10

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim (S) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&"document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
30.OCT.2006 (30.10.2006)

Date of mailing of the international search report
14 DEC 2006 (14 DEC 2006)

Name and mailing address of the ISA/CN
The State Intellectual Property Office, the P.R.China
6 Xitucheng Rd., Jimen Bridge, Haidian District, Beijing, China
100088
Facsimile No. 86-10-62019451

Authorized officer

LI Feng

Telephone No. (86-10) 62084458

International application No.
PCT/CN2006/001944

Form PCT/ISA/210 (patent family annex) (April 2005)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2006/001944

CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C29/00 (2006.01) i

B64C27/28 (2006.01) i

B64C27/26 (2006.01) i

A. 主题的分类

参见附加页

按照国际专利分类表(IPC)或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)

B64C

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

中国专利文献, 实用新型

在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用))

EPODOC,WPI,PAJ,CNPAT

C. 相关文件

类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
A	CN,A,1458030 (韩培洲) 26.11 月 2003 (26.11.2003) 说明书第 3—6 页, 附图 1—11	1—10
A	CN,A,1384019 (赵润生) 11.12 月 2002 (11.12.2002) 全文	1—10
A	US,B,6513752 (CATERCOPTERS LLC) 04.2 月 2003 (04.02.2003) 全文	1—10
A	US,A,2005127238 (BALLEW Kenneth Sye) 16.6 月 2005 (16.06.2005) 全文	1—10
A	EP,A,0790181 (KAEHLER Kai) 20.8 月 1997 (20.08.1997) 全文	1—10
A	GB,A,666491 (GIROZ Henri Edmond) 13.2 月 1952 (13.02.1952) 全文	1—10
A	US,B,6659394 (US SEC OF AIR FORCE) 09.12 月 2003 (09.12.2003) 全文	1—10

☐ 其余文件在 C 栏的续页中列出。☒ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型:

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期

30.10 月 2006 (30.10.2006)

国际检索报告邮寄日期

14.12月 2006 (14.12.2006)

中华人民共和国国家知识产权局(ISA/CN)

中国北京市海淀区蓟门桥西土城路 6 号 100088

传真号: (86-10)62019451

授权官员

李 奉

电话号码: (86-10) 62084458

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2006/001944

检索报告中引用的 专利文件	公布日期	同族专利	公布日期
CN,A,1458030	26.11 月 2003 (26.11.2003)	无	
CN,A,1384019	11.12 月 2002 (11.12.2002)	无	
US,B,6513752	04.2 月 2003 (04.02.2003)	CA,A,2348217	22.11 月 2001 (22.11.2001)
		GB,AB,2362627	28.11 月 2001 (28.11.2001)
US,A,2005127238	16.6 月 2005 (16.06.2005)	无	
EP,A,0790181	20.8 月 1997 (20.08.1997)	DE,U,29602559	18.4 月 1996 (18.04.1996)
GB,A,666491	13.2 月 1952 (13.02.1952)	无	
US,B,6659394	09.12 月 2003 (09.12.2003)	无	

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2006/001944

主题的分类

B64C29/00 (2006.01) i

B64C27/28 (2006.01) i

B64C27/26 (2006.01) i