

[19]中华人民共和国国家知识产权局

[51]Int. Cl⁷

B64C 3/38

B64C 29/00

[12] 发 明 专 利 说 明 书

[21] ZL 专利号 94191348.1

[45]授权公告日 2000 年 5 月 3 日

[11]授权公告号 CN 1051974C

[22]申请日 1994.1.21 [24]颁证日 2000.1.15

[21]申请号 94191348.1

[30]优先权

[32]1993.1.22 [33]US [31]08/007,130

[86]国际申请 PCT/US94/00590 1994.1.21

[87]国际公布 WO94/16942 英 1994.8.4

[85]进入国家阶段日期 1995.9.1

[73]专利权人 自由翼飞机公司

地址 美国马里兰

[72]发明人 埃尔伯特·拉特安

休·J·施米特科

[56]参考文献

US1875267 1932. 8.30

审查员 24 59

[74]专利代理机构 柳沈知识产权律师事务所

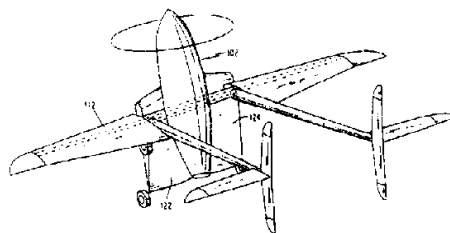
代理人 杨 梧

权利要求书 3 页 说明书 13 页 附图页数 18 页

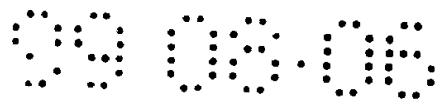
[54]发明名称 具有铰接尾桁短距起落/垂直起落自由翼飞机及其推动方法

[57]摘要

一种 VTOL/STOL 自由翼飞机(100)包括一自由翼(110),其翼翅对置于机身(102)的两侧,并分别与彼此临近的固定连接于机身的固定翼或中心根部(117)相连接,可绕一翼展轴线(112)自由转动。可转动地连接于机身(102)的一尾桁组件(120)的尾部远端设有水平和竖直尾翼表面(138、140)。由驾驶员或遥控器操作者控制齿轮机构(150)或螺杆机构(160),从而可选择性地使机身和尾桁组件相对枢转,使机身倾斜或朝向上而实现 VTOL/STOL 飞行。



ISSN 1008-4274



权 利 要 求 书

1、一种具有铰接尾桁短距起落/垂直起落的自由翼飞机，包括：

5 A、机身，具有用于以水平飞行模式和短跑道起飞或者降落(STOL)飞行模式推动飞机的推进系统；

B、与所述机身相连接的自由翼，能够围绕一个翼展轴线相对于所述机身进行自由转动；

C、与所述机身相连接的尾桁，在该尾桁上形成了水平尾翼表面和垂直尾翼表面，用于提供方向稳定性和偏航控制；

10 其特征在于，还包括：

一个使所述机身相对于所述尾桁转动的机构，该转动的轴线与所述翼展轴线相平行或者相重合，该转动与所述自由翼围绕翼展轴线的转动彼此独立。

15 2、根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，所述机构能够使机身的推力方向与尾桁的纵向轴线形成大约90度的角度，使得所述推进系统所产生的推力能够以STOL模式推动飞机。

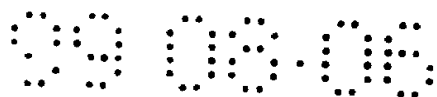
20 3、根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，所述尾桁的前部与机身相连接，而尾翼表面位于尾桁的朝后延伸的部分，所述尾翼表面在STOL飞行模式下位于推进系统产生的舵流之外，在水平飞行速度分量的作用下由相对气流在尾翼表面上产生动压力，从而提供方向稳定性和偏航控制。

4、根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，所有的尾翼表面都不能够相对于尾桁活动。

25 5、根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，进一步包括与所述机身相连接的起落轮，在机身相对于尾桁处于向上倾斜或者STOL状态下该起落轮能够伸出到机身的下方。

6、根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，进一步包括与所述机身固定连接的左右固定机翼中心部分或者根部，所述自由翼包括左右自由翼部件，它们分别由所述左右固定机翼中心部分朝外延伸，并能够相对于所述左右固定机翼中心部分自由转动。

30 7、根据权利要求6所述的飞机，其特征在于，进一步包括能够使所述左右自由翼中的至少一个以选择性控制方式相对于另一个自由翼进行转动



的机构，用于在不影响自由翼的自由转动的前提下为实现滚转控制而调整其俯仰角度。

5 8、根据权利要求6所述的飞机，其特征在于，进一步包括一个自由翼支持管，该支持管沿着翼展轴线横向穿过所述机身和固定机翼部分，穿入到所述左右自由翼之中，在所述机身上为左右自由翼形成支撑。

9、根据权利要求8所述的飞机，其特征在于，所述自由翼支持管是一个采用轴承由机身和固定机翼部分中的至少一个予以支持的管件，使得自由翼随相对气流导致该管件围绕其纵向轴线的自由旋转而绕枢轴自由转动。

10- 10、根据权利要求8所述的飞机，其特征在于，所述自由翼支持管包括一对管件，它们分别由左右自由翼伸入到左右固定机翼中心部分之中，并进一步包括能够使所述左右自由翼中的至少一个以选择控制方式相对于另一个自由翼进行转动的机构，用于在不影响自由翼的自由转动的前提下通过所述一对管件的配合为实现滚转控制而调整其俯仰角度。

15 11、根据权利要求8所述的飞机，其特征在于，所述尾桁包括一横管，它横向地穿过机身和固定机翼中心部分，并能够借助于安装在机身和固定机翼中心部分中的至少一个上的轴承围绕其纵向轴线转动，一对尾桁部件分别固定在所述横管的相对两端并由这两端朝后延伸，所述尾翼表面在所述尾桁部件的远端形成。

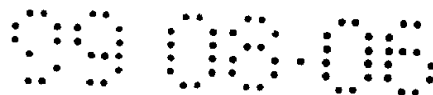
20 12、根据权利要求11所述的飞机，其特征在于，所述自由翼支持管以同轴方式穿过所述尾桁横管，并能够相对于所述尾桁横管自由转动，该自由翼支持管和该尾桁横管具有与翼展轴线相重合的相同旋转轴线。

13、根据权利要求11所述的飞机，其特征在于，所述的尾桁横管横向地穿过所述机身的后部，该套管与自由翼的旋转轴线彼此相距一定的距离并位于自由翼旋转轴线的后方。

25 14、根据权利要求13所述的飞机，其特征在于，所述尾桁部件部分由尾桁横管朝后延伸，两对前后起落轮分别以前后排列彼此间隔的方式安装在所述尾桁部件上。

15、根据权利要求14所述的飞机，其特征在于，至少将一对前起落轮安装在尾桁部件的朝前伸出的部分上。

30 16、根据权利要求15所述的飞机，其特征在于，所述使机身相对于尾桁转动的机构包括至少一对支杆，其第一端以能够转动的方式固定在机身或



固定机翼中心部分中的一个上，其相反一端以能够转动的方式与一对螺纹套环相连接；至少一对安装在所述尾桁部件上的螺杆，它们能够分别围绕纵向轴线旋转，使所述螺纹套环能够沿着所述螺杆纵向来回移动，从而使所述支杆升起或者下落，以便实现机身与尾桁的相对转动。

5 17、根据权利要求 16 所述的飞机，其特征在于，所述支杆与机身和固定机翼中心部分中的至少一个相连接，连接点位于尾桁横管的前侧，以便使得机身前部能够围绕其穿过尾桁横管的机身转动轴线朝上和朝下转动。

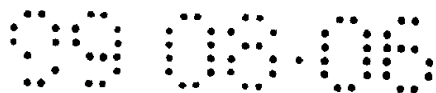
18、根据权利要求 17 所述的飞机，其特征在于，所述支杆与机身和固定机翼中心部分中的至少一个相连接，连接点位于翼展轴线的前部。

10- 19、根据权利要求 1 所述的飞机，其特征在于，进一步包括由机身突出的辅助飞行控制表面，当尾桁相对于机身推力方向转动 90 度时通过推进系统产生的舵流的作用来实现方向稳定性和偏航控制性，以便使得飞机在水平飞行速度基本上为零的情况下能够以 VTOL 模式起飞和降落。

15 20、一种在基本上垂直和水平飞行模式下推动飞机的方法，包括如下的步骤：

a、采用一对根据作用在机翼和机身上的空气动力能够相对于机身自由转动的机翼，在所述两种模式中一种下推动飞机；

20 b、相对地转动机身，使得：(1)当飞机处于直平飞行模式时，机身的纵向轴线基本上对准由机身朝后延伸的尾翼表面；(2)当飞机处于垂直飞行模式时，机身及其纵向轴线基本上垂直于所述尾翼表面。



说明书

具有铰接尾桁短距起落/垂直起落自由翼飞机及其推动方法

5

本发明涉及一种短距起落和垂直起落(STOL/VTOL)飞机,更具体地说涉及一种 STOL/VTOL 飞机,其具有机身及能够相对于该机身转动的尾舵部分,该尾舵部分与机身以铰接方式相连接,用于使尾舵部分运动到偏离推进系统的推力方向的位置,从而实现 STOL 飞行和直平飞行之间的转换。

10

图 1 显示了美国专利申请 No.07/850913 提供的 STOL/VTOL 自由翼飞机 10,其申请日为 1992 年 3 月 13 日,其名称为“VTOL 自由翼飞机”,该项技术被用作本发明的已知技术。所示飞机包括一机身 12、一尾部 14 和一自由翼 16,并具有一个推进系统,它包括一个位于机身前端的发动机 18,用于驱动一螺旋桨 20。在本说明书中,所谓“自由翼”是指这样一种机翼,

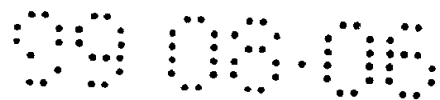
15

它与机身的连接方式使之能够自由地围绕位于其空气动力中心前方的翼展轴线枢动。这种方式使得机翼具有仅仅由作用在机翼上的空气动力来确定的迎角。机翼的转动由掠过机翼表面上的相对气流的风向变化而引起,不需要飞机驾驶员予以干预,使得机翼与机身之间的入角得以改变,从而使机翼与相对气流之间的迎角基本上保持恒定,这就使得飞机在水平飞行中基本上不会出现失速现象。

20

自由翼 16 能够自由地围绕位于其空气动力中心前方的翼展轴线 22 转动或枢转。自由翼 16 包括左机翼 16a 和右机翼 16b,它们从机身的相对两侧伸展;并被相互连接在一起,以便同时围绕轴线 22 自由转动。根据上述专利申请,左机翼 16a 和右机翼 16b 相互之间的倾角也可以予以调整,其中相关的叙述在本说明书中用作已知技术。飞机 10 进一步包括位于其尾部 14 的方向舵 24 和升降舵 26,对它们可以通过已知的方式予以操纵,用于分别控制飞机的偏航和俯仰。另外,尽管图 1 中显示的推动系统仅仅采用了一个螺旋桨,但本技术领域里的普通技术人员知道也可以采用其它类型的推进系统,例如反向旋转螺旋桨组以及与机身相连接的多发动机结构。在本说明书中,术语“公用推进系统”是指为垂直和水平飞行动作提供所需推力的同一个推进系统,而并不必局限于如单个螺旋桨之类的单推力产生系统,而是可

30



包括多推力产生系统，例如用一对发动机来驱动不同的螺旋桨等，只要所述多推力产生系统用于既为垂直飞行模式提供推力也为水平飞行模式提供推力即可。

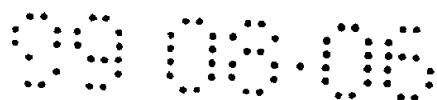
下面对 VTOL 自由翼飞机 10 的操作过程进行说明。如图 1 所示，在升
5 空时将飞机 10 竖向安放在一个导轨系统上。导轨系统可以包括一个导架或者轨道，在飞机 10 上相配合的导架或轨道随动部件用于当飞机起飞时在预定的有限初始距离内引导飞机的垂直运动。当发动机起动，螺旋桨产生的反冲气流掠过机翼 16a、16b 上面，飞机 10 就会从升空导轨系统向上升起。
也可以辅之以弹射起飞装置。偏航和俯仰控制分别由方向舵 24 和升降舵 26
10 予以实现。在驾驶员或计算机控制或者由遥控站（图中未示）的遥控下，通过自由翼 16a、16b 的俯仰角度的差动设置，能够实现滚动控制。在发射的过程中，从机翼 16a、16b 上掠过的气流在机翼上提供控制飞机 10 滚转的动力。

在垂直发射的最初阶段，机翼 16a、16b 在发射时能够自由转动，由于
15 来自推进系统的反冲气流而作用在全部控制表面上的动压力能够实现对飞机 10 的滚转、俯仰和偏航控制。

为了由垂直飞行转变为水平飞行，由驾驶员、计算机或者遥控器发出一个升降舵向下转动的信号，使得机身转向水平方向。通过改变机身的俯仰角度，推力向量也偏离垂直方向，产生一个水平推力分量。随着机身转向水平
20 方向，飞机的水平速度增大，而使得可自由转动的机翼 16 随相对气流产生相对于机身的转动。相对气流对自由转动机翼 16a、16b 所产生的作用能够很快地克服由推进系统所产生的气流对机翼的作用，随着水平速度的增大，该气流产生升力。飞机 10 很快就会转变为自由翼飞行模式下的水平飞行。

如果飞机 10 在起飞或者垂直飞行过程中丧失推力，就会迅速和自动地
25 以最小的高度损失转为水平飞行模式。当丧失动力时，自由翼 16 就会顺应新的相对气流，该气流由地面垂直向上的方向到达机翼，从而使机翼处于其前边缘朝下的方向，与此同时机身的方向舵和升降舵的作用下转向相对气流的方向。由于自由翼采用正的俯仰力矩翼片，因此飞机本身会很快转向稳定的水平飞行。

30 在水平飞行过程中，俯仰、偏航的滚转控制由升降舵、方向舵和差动枢转的机翼 16a、16b 提供。如果需要，可以在机翼 16 上设置副翼。

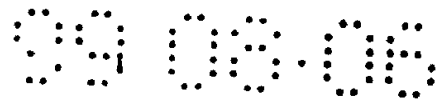


为从水平飞行转为垂直飞行，可以采用相反的步骤。更具体地说，发出一个升降舵上升指令，使机身转向垂直方向，使机头朝上。这样就能降低水平速度，产生垂直推力向量。因此，相对气流发生变化，最终使自由翼和机身都转向垂直方向。如果飞机难以减速，和其朝前或水平速度未能减小到足够的程度，机身就会在升降舵的作用下转动到超过垂直的位置，从而使推力方向起到推力转向器的作用，使飞机的减速超过失速点。作为一种替代方案，也可以采用本申请人提出的另一份美国专利申请 No.07/795329 所披露的机构，该申请的申请日为 1991 年 12 月 20 日，名称为“可锁定的自由翼飞机”，它被用作本申请的已知技术。更具体地说，在使机身朝上转动之前可以将机翼和机身相互锁定，通过使飞机失速，从而使飞机的水平速度减小为零，然后在失速状态下将机翼释放为自由翼状态，这样就能使飞机位于垂直方向。再一种在由水平飞行模式转变为垂直飞行模式的过程中降低水平速度的方式是在机翼的后部边缘上设置如阻流板或升降舵之类的机翼装置。再一种方式是在机身前端设置鸭式结构，以便为机身转向垂直方向提供杠杆作用。当然该鸭式结构可以缩入飞机的前端，在转变飞行方式时由飞机朝前伸出，产生使机身向上转动的杠杆作用。毋庸赘述，该鸭式结构在任何情况下都既可以是一种自由翼，也可以是一种固定翼。一旦实现垂直或者近似于垂直的飞行，俯仰、滚转和偏航指令就重新将飞机的位置控制到直接位于一网状物之上的位置。当飞机位于网状物之上时，发动机停止，使飞机落进网状物。

由于尾部被固定在机身上，不能相对于机身的纵向轴线和机身的推力轴线运动，因此需要复杂的升空（起飞）和回收（着陆）系统，例如前述用于使飞机起飞的升空轨道系统，以及图 6 所示的在先申请的使 VTOL 飞机 10 着陆的网状回收系统，所述附图及其相应的说明被本申请用作已知技术。作为一种替代方案，对于 STOL 和 VTOL 操作来说，需要采用特别长和复杂的起落架，该起落架在如图 1 所示的垂直飞行模式下由飞机尾部 14 朝下延伸。这种类型的起落架（例如所谓月式火箭起落架）特别昂贵，仅仅适用于基本上水平的地形。

因此，本发明的一个目的是提供一种自由翼飞机，它具有垂直和短跑道起降功能(STOL/VTOL)，不需要外部发射和回收系统。

本发明的另一个目的是提供一种 STOL/VTOL 自由翼飞机，其推力方向



能够在垂直和水平方向之间移动，同时不影响对至少位于尾部的飞行控制表面的相对水平定位，从而能够采用相对简单和较短的起落架。

本发明的具有铰接尾桁短距起落/垂直起落的自由翼飞机，包括：机身，具有用于以水平飞行模式和短跑道起飞或者降落(STOL)飞行模式推动飞机的推进系统；与5 所述机身相连接的自由翼，能够围绕一个翼展轴线相对于所述机身进行自由转动；与所述机身相连接的尾桁，在该尾桁上形成了水平尾翼表面和垂直尾翼表面，用于提供方向稳定性和偏航控制；一个使所述机身相对于所述尾桁转动的机构，该转动的轴线与所述翼展轴线相平行或者相重合，该转动与所述自由翼围绕翼展轴线的转动彼此独立。

10 所述相对转动机构能够使机身的推力方向转动到与尾桁的纵向轴线成90度或接近90度的角度，从而使推进系统产生的推力能够以STOL飞行模式推进飞机。

根据本发明的一实施例，尾桁的前部与机身相连接，而尾翼表面则位于尾桁的朝后延伸的部位上。采用这种方式，当以STOL模式飞行时，尾翼表15 面位于脱离推进艏流的位置上，由于在水平飞行速度分量较低的情况下作用在尾翼表面上的由相对气流所产生的动压力，从而能够实现方向稳定性和偏航控制。

根据本发明的另一种实施例，所述尾翼表面是不能够相对于尾桁活动的。

20 本发明的飞机可以进一步包括与机身相连接的起落轮，当机身处于相对于尾桁向上倾斜或者STOL位置时，该起落轮由机身朝下突出。

本发明的飞机进一步包括与所述机身相连接的左右固定机翼中心部分或者根部。所述自由翼包括左右自由翼部件，它们分别由所述左右固定机翼中心部分朝外延伸，并能够相对于所述左右固定机翼中心部分自由转动。

25 本发明的飞机还可以包括能够使所述左右自由翼中的至少一个以选择控制方式相对于另一个自由翼进行转动的机构，用于在不影响自由翼的自由转动的前提下控制飞机的滚转。

本发明的飞机还可以包括一个自由翼支持管，该支持管沿着翼展轴线横向穿过所述机身和固定机翼部分，穿入到所述左右自由翼之中，用于将左右30 自由翼固定支持在机身上。该自由翼支持管可以是由机身和/或固定机翼部分上的轴承予以支持的单个管件，用于当相对气流致使支持管围绕其纵向轴线



旋转时使自由翼能够自由转动。在另一种实施例中，所述自由翼支持管包括一对支持管，它们分别由左右自由翼伸入到左右固定机翼中心部分和机身之中，用于连接能够使所述左右自由翼中的至少一个以选择控制方式相对于另一个自由翼进行转动的机构，该机构能够在不影响自由翼的自由转动的前提下实现飞机的滚转控制。

所述尾桁最好包括一个外套管或称横管，它横向地穿过机身和固定机翼中心部分。该尾桁横管能够借助于安装在机身或固定机翼中心部分中的轴承围绕其纵向轴线转动。一对尾桁部件分别固定在所述尾桁横管的相反两端并由这两端朝后延伸，所述尾翼表面在该尾桁部件的远端形成。

在本发明的一种最佳实施例中，所述尾桁横管横向地穿过所述机身的后部，该横管与自由翼的旋转轴线彼此相距一定的距离并位于自由翼旋转轴线的后方。尾桁部件的一部分也由尾桁横管朝前延伸，两对前后起落轮分别以平行和彼此相距一定距离的方式安装在所述尾桁部件上。至少将一对前起落轮安装在尾桁部件的朝前伸出的部分上，以便形成一个能够支在地面上的稳定支架，使得飞机在侧风情况下能够克服偏航或方向不稳定性。

本发明也提供了一种在基本上垂直和水平飞行模式下推动飞机的方法，包括如下的步骤：采用一对根据作用在机翼和机身上的空气动力能够相对于机身自由转动的机翼，在所述两种模式中一种下推动飞机；相对地转动机身，使得：(1)当飞机处于直平飞行模式时，机身的纵向轴线基本上对准由机身朝后延伸的尾翼表面；(2)当飞机处于垂直飞行模式时，机身及其纵向轴线基本上垂直于所述尾翼表面。

通过下面的详细说明，本技术领域里的普通技术人员就能够认识到本发明的其它目的和优点，而详细说明部分仅仅介绍了本发明的最佳实施例，其目的是给出实施本发明的最佳方式。应该指出的是：本发明还具有其它和不同的实施例，在不脱离本发明的实质内容的前提下还能够对本发明作出种种改进，因此附图和详细说明仅仅是解释性的，它们不应对本发明产生限制。

图1是已知专利申请提供的VTOL自由翼飞机的透视图，图示的飞机处于垂直飞行方向；

图2是本发明一种实施例的飞机的顶视图，图示的飞机处于直平飞行模式；

图3是如图2所示飞机的侧视图，图示飞机处于直平飞行模式；

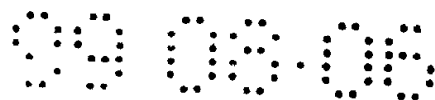


图 4 是如图 2、3 所示的处于直平飞行模式的飞机的透视图;

图 5 是如图 2 - 4 所示飞机的前视图;

图 6 是如图 2 - 5 所示飞机的顶视图; 其中机身处于向上倾斜或 VTOL/STOL 方向;

5 图 7 是处于图 6 所示 VTOL/STOL 方向的飞机的侧视图;

图 8 是如图 6、7 所示飞机的后视透视图;

图 9 是如图 8 所示飞机的前视透视图;

图 10 是用于使尾桁组件相对于机身转动的机构的透视图, 其中一部分采用了示意方式, 为了清楚起见省略了机身和固定机翼中心部分;

10- 图 10A 是与图 6 相似的透视图, 其中一部分采用了示意方式, 机身和固定机翼中心部分位于左右自由翼部分之间, 并采用简略的方式来表达如图 10 所示的转动齿轮机构;

图 11 是另一种用于使尾桁组件相对于机身和固定机翼中心部分转动的机构的透视图, 其中一部分采用了示意方式;

15 图 12 是顶视图, 其中部分采用了示意方式, 所示飞机与附图 2 - 11 所示飞机相似, 所不同的是采用了单尾桁而不是分叉式尾桁;

图 13 是本发明的 VTOL/STOL 自由翼飞机的最佳实施例, 图示的机身处于向上倾斜和 STOL 状态;

图 14 是如图 13 所示飞机的侧视图;

20 图 15 是如图 13、14 所示飞机的顶视图;

图 16 是如图 12 - 15 所示飞机的侧视图, 所不同的机身处于相对与尾桁组件的直线和水平飞行状态;

图 17 是如图 6 所示飞机的前视图。

25 图 2 - 11 显示了本发明的自由翼飞机 100 的一实施例, 它能够实现短跑道起飞和降落(STOL)以及直线水平飞行, 当采用下面所述的微小改进之后还能够实现垂直起飞和降落(VTOL)。该自由翼飞机 100 具有一机身 102, 其前端安装了一包括一发动机 106 的一推进系统 104, 该发动机用于旋转一螺旋桨 108。一自由翼 110 与机身 102 相连接, 该自由翼 110 能够围绕位于其空气动力中心前方的翼展轴线 112 旋转或枢转。自由翼 110 包括左机翼 114
30 和右机翼 116, 它们分别由在机身 102 的相对两侧所形成的固定机翼根部或中心部分 117 向外伸展, 左右机翼以下面所述的独特方式联接在一起, 以便

一起围绕其翼展轴线 112 枢转。左右机翼 114、116 相互之间的俯仰角度可以如美国专利申请 No.07/850913 所述的那样予以调整,也可以采用升降副翼 (图中未示) 来提供升降舵和副翼控制。飞机 100 还包括一个尾部 118, 根据本发明的一个独特的特征, 该尾部 118 安装在一个尾桁组件 120 上, 该尾桁组件可枢转地连接或者铰接于机身 102, 以便相对于机身 102 转动, 使之对准或偏开推进系统 104 的推力方向 T, 实现 STOL/VTOL 动作和直平飞行。

更具体地说, 请特别参见图 2、9、10、10A, 机身 102 的固定机翼中心部分 117 包括左右固定机翼根部 122、124, 它们与机身 102 两侧以刚性和不可转动的方式固定相连, 以便能够与机身一起相对于翼展轴线 112 转动。上述翼展轴线 112 由外套管 126 确定 (图 10 和 10A), 该外套管 126 在垂直于飞机纵向轴线的方向上横穿过机身 102 和固定机翼中心部分 122、124。外套管 126 的相对两端 128、130 终接于固定机翼中心部分 122、124 的前端外侧边缘, 最好与上述两个边缘相齐平, 以便与向后延伸的尾桁组件 120 的一对平行尾桁 134 (图 10) 的前端 132 刚性相连 (例如通过焊接)。

每一个尾桁 134 的后端 136 (图 2、3) 支承着尾部 118 的水平和竖直平衡部件 138、140, 后面将对它们作详细的说明。外套管 126 界定了尾桁组件 120 的最前部以及其枢转轴线, 在本实施例中该轴线与翼展轴线 112 相重合。

自由翼 116 通过连接管 142 与机身 102 相连接, 该连接管 142 确定了翼展轴线 112, 并穿过尾桁横管 (亦即外套管) 126 同轴地延伸。这样, 连接管 142 就能够在外套管 126 中围绕翼展轴线 112 转动, 其相对两端部分别由固定机翼中心部分 122、124 向外伸出, 进入左右自由翼 114、116 之中, 从而形成了自由翼组件 110 的翼展轴线 112, 使得左右机翼能够一起转动。由此可见, 左右机翼 114、116 由内管 142 连接在一起并予以支承, 而内管 142 在穿过固定机翼中心部分 122、124 的外套管 126 中延伸, 因此不论机身 102 和固定机翼部分的姿势如何, 左右机翼 114、116 都能够同时围绕翼展轴线 112 自由地转动。

在另一种方式中, 将自由翼 114、116 连接于机身 102 的单根内管 142 可以用左内管和右内管 (图中未示) 来代替, 它们在机身 102 中与一机翼俯仰角度调节机构连接在一起, 用于调节左右机翼 114、116 相互之间的俯仰角度。美国专利申请 No.07/825913 披露了这样的机构, 该专利申请在此用作已知技术。如本技术领域里的普通技术人员所知, 例如通过将外套管 126 制



成两个不同的部分（图中未示），可使左右内管与分别与尾桁 134 相连接的机翼俯仰角度调节机构相连接，以便在两段外套管之间为机翼俯仰角度调节机构留有余地。

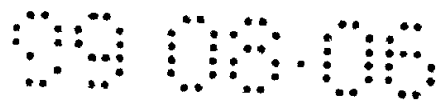
图 10 和 10A 最为清楚地显示了一种用于使被铰接的尾桁组件 120 相对于机身 102 枢转的机构实例。在此，以翼展轴线 112 作为其转动轴线的固定蜗轮 150 安装在尾桁组件 120 的外套管或称横管 126 上，与蜗杆 152 相啮合，蜗杆 152 的旋转轴线可平行于机身 102 的纵向轴线。上述蜗杆 152 可以由一个由驾驶员控制的电机装置 M 来驱动，通过从动蜗轮 150 的旋转，有选择性地转动横管 126，从而使尾桁组件 120 也产生转动。

在另一种方式中，上述蜗轮蜗杆机构 150、152 也可以用伞形齿轮机构或者齿轮齿条机构来替代。当采用齿轮齿条机构时，将齿轮安装在横管 126 上，将齿条安装在机身 102 中，以便通过纵向传动使齿轮产生转动，从而使尾桁组件 120 产生转动。

在再一种方式中，如图 11 所示，在机身 102 的固定机翼根部 122、124 上或者其中分别安装了一对螺杆 160，与一对螺纹套环 162 以螺纹方式相配合。螺杆 160 分别在左右固定机翼中心部分中纵向延伸，并在其相对的两端以轴向固定连接的方式支持枢轴（图中未示）。上述螺杆 160 以普通技术人员所知的方式围绕其纵向轴线旋转，从而使螺纹套环 162 能够在相应的螺杆上移动。连杆 164 的两端分别与相应的套环 162 和尾桁杆 134 相铰接，用于将套环 162 的纵向移动转变为尾桁组件 120 相对于机身 102 的转动。为了简单起见，省略了对将上述齿轮机构安装在机身 102 之中和/或固定机翼部分 122、124 之中，使得尾桁组件 120 以能够以可转动的方式与机身 102 相连接的详细说明，然而这些对于本技术领域里的普通技术人员来说是显而易见的。

下面将对本发明的 STOL 自由翼飞机 100 的操作进行说明。

参照图 2 - 5，所示的 STOL 飞机 100 处于直平飞行状态。假设驾驶员或者遥控人员希望飞机 100 以 STOL 自由翼飞行模式着陆，则操纵蜗轮蜗杆机构 150、152（或者其它替代实施形式），使尾桁外套管 126 如图 3、4 中的箭头 A 所示以反时针方向在翼展轴线 112 上沿着内管 142（构成了自由翼支持管）旋转。实际上，当尾桁被“升起”时，由于因直平方向的飞行而作用在飞机水平控制表面 138 上的动态压力，尾桁仍然保持为水平或者直平



飞行模式，是机身 102 和推进系统 104 的推力方向 T 朝着垂直方向转动，使得其前端指向上方，这一点从图 6 - 9 中能够最清楚地看出。当机身 102 和推力方向 T 转向垂直方向时，飞机的水平速度逐渐减小，垂直推力分量逐渐变大。这样，飞机 100 的飞行就变慢，可以逐渐地降落到地面或者在该位置
5 继续飞行（水平飞行或者爬升）。在这一转变的过程中，自由翼 114 、 116 始终独立地响应于相对气流的变化，或者是在保持足够水平速度的情况下继续提供升力；或者是随着垂直推力向量的增大而“顺桨”，提供足够的推力控制。在转变过程中的任何时刻，飞机都不会由于铰接尾桁组件 120 以上述独特方式所进行的转动而失速。

10- 本发明的特征之一是整个尾桁组件 120 和尾部 118 能够摆动或转动，而偏离与机身 102 的直平对准和偏离推进系统 104 的推力方向 T，其优点是使得飞机 100 能够在低速飞行或 STOL 模式下起飞着陆，同时还保留了自由翼飞行的优点以及下述的其它优点。第一，通过上述方式使尾翼表面 138 、 140
15 位于铰接尾桁组件 120 上，可以采用一个相对较短的与机身 102 和固定机翼中心部分 122 、 124 相连接的起落架 160（参见图 9 和 10A），因为机身长度相对于飞机 100 处于图 2 - 5 所示的正常直平飞行模式时的整个长度要短（例如小于 50 %）。这样的结构也使得本发明能够采用与机身 102 相连接的可缩回式前起落架机构（图中未示出）。第二，通过使尾舵表面 138 、 140
20 位于尾桁组件 120 的远端，这些尾翼表面实际上由机身 102 、 122 、 124 和机翼 110 的复合重心向外伸出，其结果是即使在很低的水平或朝前速度下也能够改善方向稳定性和偏航控制。

由于当飞机如图 6 - 11 所示处于 STOL 飞行模式时，尾翼表面 138 、 140 不会受到由螺旋桨 108 的艏流所产生的任何动压力的影响，所以可以理解的是在 VTOL 飞行过程中与 STOL 飞行过程有所不同，在特别低或者零水
25 平速度下会出现方向稳定性和偏航控制性能下降的问题。固定机翼中心部分 122 、 124 仍然位于艏流之中，作用在其上的动压力在某种程度上趋于有利地提供方向稳定性和偏航控制性。可以采用副翼 162（仅在图 10a 中示出了该副翼的一种实例）来进一步改善稳定性和控制性，该副翼 162 由机身 102 或者固定机翼中心部分 122 、 124 向外突出，以便形成用于进一步改善稳定性
30 和控制性的附加表面。如本技术领域里的普通技术人员所知，这样的副翼 162 可以始终由机身或者固定机翼部分突出，也可以采取能够缩回的方式安

装在机身或固定机翼部分上，仅仅在 VTOL 飞行过中才由机身上突出出来产生作用。

在如图 2 - 5 所示的水平飞行模式过程中，固定机翼根部或中心部分 122、124 与左右自由翼部分 114、116 一起产生升力，从而也起到了机翼的作用。当尾桁组件 120 被“升起”时，上述固定机翼中心部分 122、124 起到了一种气动止动器的作用（见图 7 所示的位置），能够迅速地降低飞机的速度，使之进入低速飞行状态。

下面给出了根据本发明上述实施例的一种单人（驾驶员）飞机 100 的具体参数指标：

- 10- 尾桁 120 的摆动角度为 0 - 100 度；
- 前起落架 160 能够缩回；
- 自由翼 114、116 上设置了副翼；
- 所有的燃料 18.9kg 装载在固定机翼部分 122、124 中；
- 整体毛重量为 100kg；
- 15 发动机功率为 37.3kw，转速大约为 532 转/分；
- 翼展为 4.22m；
- 自由翼 114、116 的表面积为 1.37 平方米；
- 固定机翼 122、124 的表面积为 0.69 平方米；
- 基准表面积 S_r 为 2.35 平方米；
- 20 水平尾翼 138 的表面积为 0.41 平方米；
- 垂直尾翼 140 的表面积为 0.32 平方米；
- 粘湿表面积为大约 8.27 平方米。

图 7、9 最清楚地表示了本发明的飞机 100 所能采用的三轮起落架 160。其中，前起落轮 170 固定在一个可伸缩（套筒式地可伸长/可收缩）支杆 172 的下端，而该支杆 172 则连接在机身 102 的下表面上。在图 7 中，支杆 172 处于伸出的位置，机身 102 处于 STOL 模式下的倾斜位置。一对主起落轮 174 安装在固定机翼部分 122、124 的尾部外侧，用于和前起落轮 170 相配合形成一种三点稳定结构。

携带前起落轮 170 的上述可伸缩的支杆 172 可以以能够转动的方式安装在机身 102 上，主起落轮 174 也可以采用同样的方式，以便调整其位置，实现在常规直平飞行模式下的起飞和降落。根据本发明的上述替代实施例，安

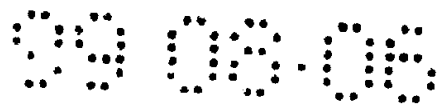
装上述三轮式起落架的具体方式对于本技术领域里的普通技术人员来说是显而易见的。

5 为了从垂直飞行（起飞或者飞行时）转变为水平飞行，只需采用相反的步骤即可，亦即由驾驶员或者遥控者操纵蜗轮蜗杆机构或齿轮机构 150、
152，使尾桁组件 120 由图 7 所示位置转变到图 3 所示的位置。假设飞机 100
处于起飞过程中，一开始通过推进系统 104 使飞机 100 从跑道或者平台上升
起。随着尾桁组件 120 在与箭头 A 所示相反的方向上“下降”，机身 102 就
10 会朝着水平方向转动，使得飞机的水平速度增大。这进一步使得能够自由转
动的机翼 110 在相对气流的作用下相对于机身 102 转动。作用在自由转动机
翼 110 上的相对气流能够很快地克服由推进系统 104 送到固定机翼中心部分
122、124 上的气流所产生的阻止作用，机翼 110 随着水平速度的增大而产生
升力。这样，飞机 100 很快就转变为水平飞行，其自由翼处于直平模式。

在例如图 12 所示的另一种实施例中，可以将分叉的尾桁组件 120 替换
为单个的尾桁 164，尾翼表面 138'、140' 安装在该尾桁 164 上。在这一实施
15 例中，水平尾翼 138' 相对于尾桁 164 可以是固定的，而垂直尾翼 140' 则能够
象一个全浮动尾舵那样相对于桁架予以控制，以便实现偏航控制。然而，采
用分叉尾桁组件 120 的优点在于能够使尾翼表面 138 和 140 位于机身 102 的
外侧，从而即使在非常低的水平或向前速度下也能够改善作用在尾翼表面上的
动压力条件。

20 在图 7 所示的 STOL/VTOL 或者倾斜状态下，不论是在起飞还是在降落
过程中，在作用于垂直尾翼表面 140 上的侧风的作用下，机身 102 都有一种
围绕其纵向轴线枢动或转动的趋势。产生这一缺点的原因主要是：由于前轮
170 位于在水平方向上接近主起落轮 174 的位置上，因此三轮起落架不能平
衡由作用在尾桁组件 120 悬臂尾端 118 的尾翼表面 140 上的侧风所产生的力
25 臂。

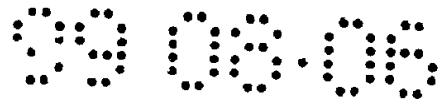
为了克服如图 2 所示实施例的飞机 100 在侧风条件下的潜在不稳定性，
本发明提供了如图 13 - 17 所示的优选实施例。其中，飞机 200 的特点在于
其起落架机构具有两对起落轮 202、204，它们以彼此前后排列的方式安装
在尾桁组件 220 的前部，所述前部由安装在机身 227 上的尾桁外套管 226 或
30 接近该部位的位置朝前突出。更具体地说，外套管 226 可以安装在轴承上（图
中未示），横向地穿过机身 227 和固定机翼中心部分 222、224，并能够借



助于与图 2 所示齿轮机构相同或相似的由驾驶员或者遥控者控制的齿轮机构围绕其纵向轴线 229（与机身的纵向轴线相垂直）转动，从而使得尾桁组件 220 如同上面所述那样相对于机身 227 转动。为了便于解释，如图 14 所示，最好使尾桁的转动轴线（确定了机身 227 在 STOL 和直平飞行模式之间的转动轴线）从机身的后部穿过，以便即使当机身倾斜到最接近于垂直方向的位置时也能够确保机身的最后端处于高于起落轮 202、204 的位置上。这意味着用于实现机身 227 与尾桁组件 220 之间的相对转动的机构最好能够克服机身前部的重量，将机身的前部由图 16 所示的直平位置“拉起”到如图 14 所示的向上倾斜或 STOL/VTOL 位置。本实施例采用了与图 11 所示的螺杆和螺纹套环相似的机构，它包括一对铰接支杆 250，其上端 252 与机身 227 的下侧表面相铰接，下端与螺纹套环 254 相枢接，所述螺纹套环 254 分别与一对螺杆 256 以螺纹方式相连接。作为一种举例，螺杆 256 可以安装在由尾桁套管 226 朝前延伸的桁架 234 上或者之中，用于当螺杆转动时使套环产生纵向运动，其中螺杆的转动方式与图 11 所示实施例中螺杆 160 的转动相似。以这种方式，当螺杆 256 旋转，使螺纹套环 254 朝前移动时，支杆 250 就能够使得机身 227 围绕尾桁套管 226 转动，从而使机身 227 处于向上倾斜或者 STOL 模式。相反，螺纹杆 256 的反向旋转致使螺纹套环 254 朝后移动，使得支杆 250 缩回，从而使机身 227 下降到如图 16 所示的位置。

采用上述结构，在图 14 所示的 STOL/VTOL（向上倾斜）形式和图 16 所示的直平形式之间的空气动力转换方式与上面结合图 3 所示实施例所述的方式相同。

在这一优选实施例中，左右自由翼 114、116 通过一个外套管 290（它确定了翼展轴线 112）安装在固定机翼中心部分 222、224 上，该外套管 290 的位置与桁架套管 225 在机身 227 上的安装位置相距一定的距离，前者位于后者的前上方（参见图 14）。一对后起落轮 204 分别安装在桁架 234 的靠近尾桁套管 226 的位置上，而一对前起落轮 202 则分别安装在桁架 234 的由尾桁套管 226 朝前突出的部位 234A 上。通过这种方式，由于四轮起落架结构为机身 227 围绕其纵向轴线向上倾斜的偏转运动提供了阻力，因此这种起落架改善了飞机的侧风起飞性能。这种结构的优点还在于能使桁架组件 220 和水平尾翼表面 238 降低，使之更接近位于直平飞行模式时的机翼前视平面（对比图 17 和图 6）。由于采用这种方式能够减少由自由翼 110 所产生的下冲气



流对水平尾翼表面的影响，亦即减少紊流产生的影响，因而能够改善飞行性能。此外，通过使桁架组件 220 的位置更加接近并平行于地面，从而降低了尾翼表面 240 的高度，因而能够在高风速条件下的着陆过程中防止飞机出现颠覆。

- 5 本技术领域里的普通技术人员可以看出本发明能够实现前面所述的所有目的。通过阅读本说明书，普通技术人员将能够对本发明作出种种改进以及等同代换，因此本发明的保护范围应以如下的权利要求书的内容及其等同物为准。

图 1

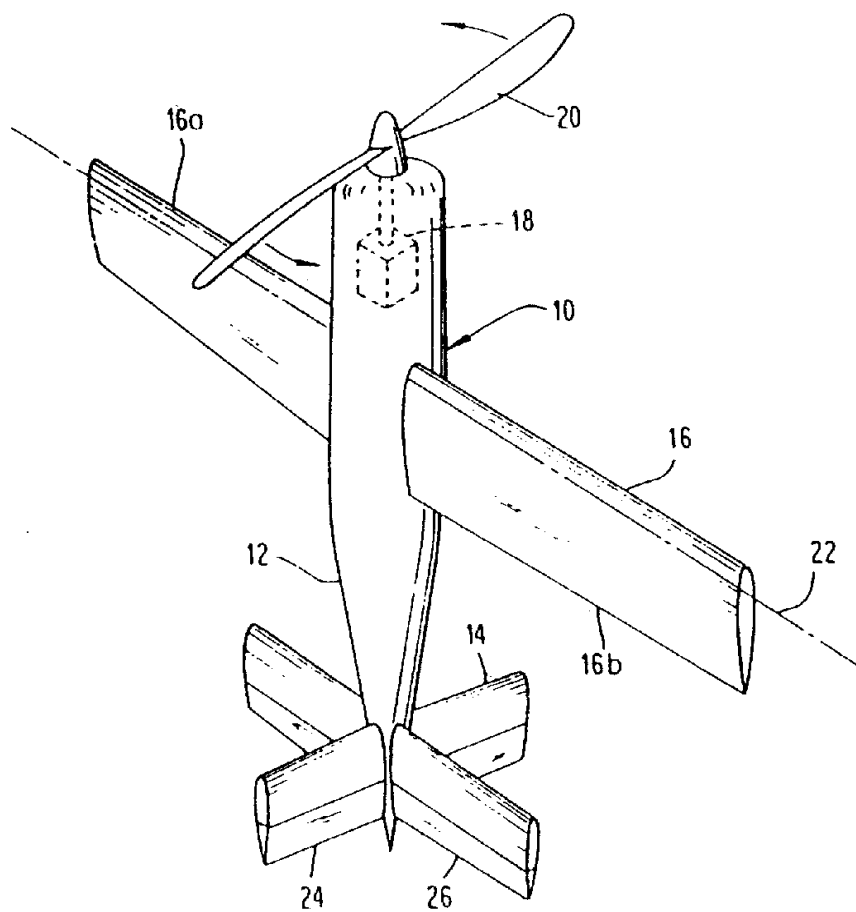
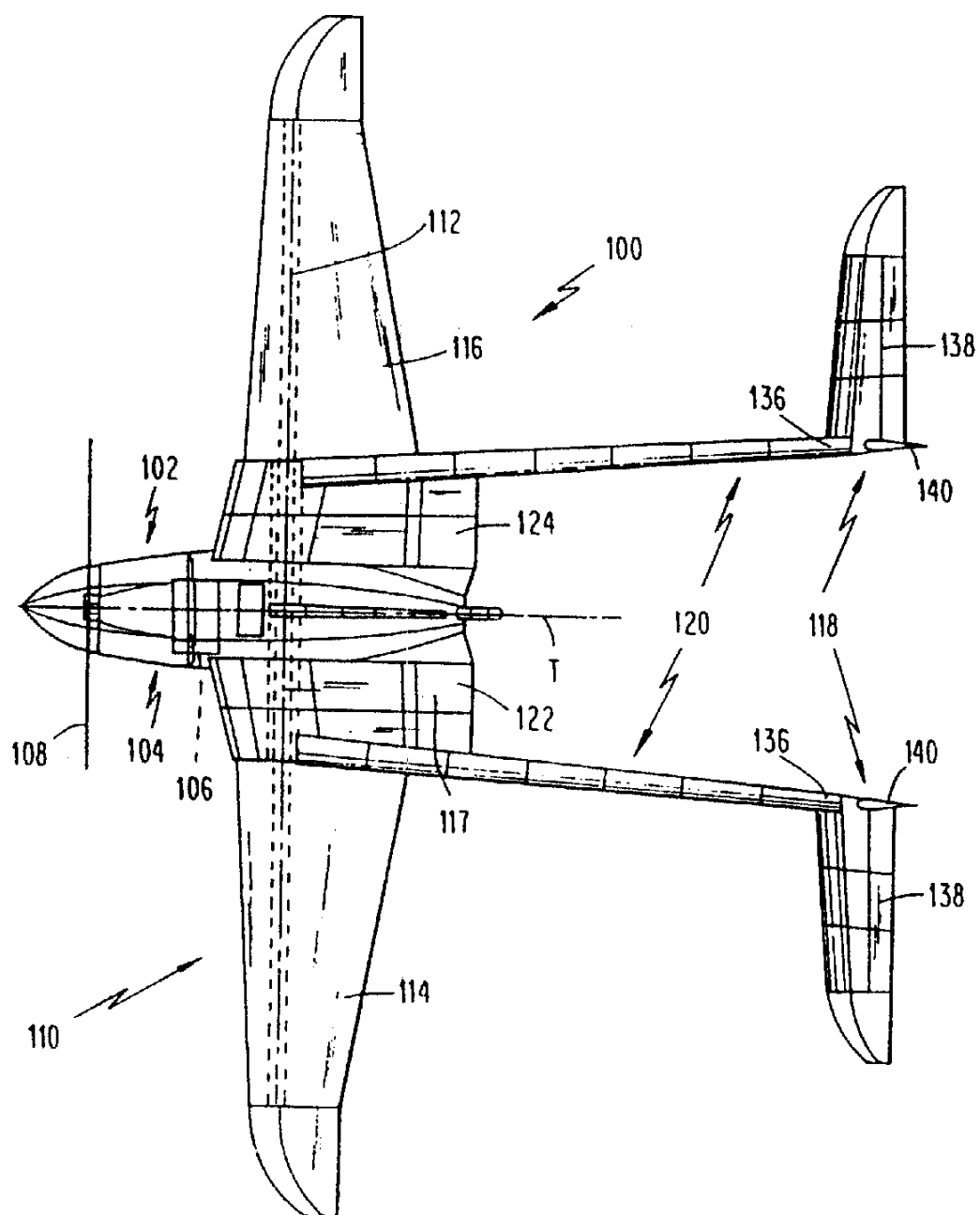


图 2



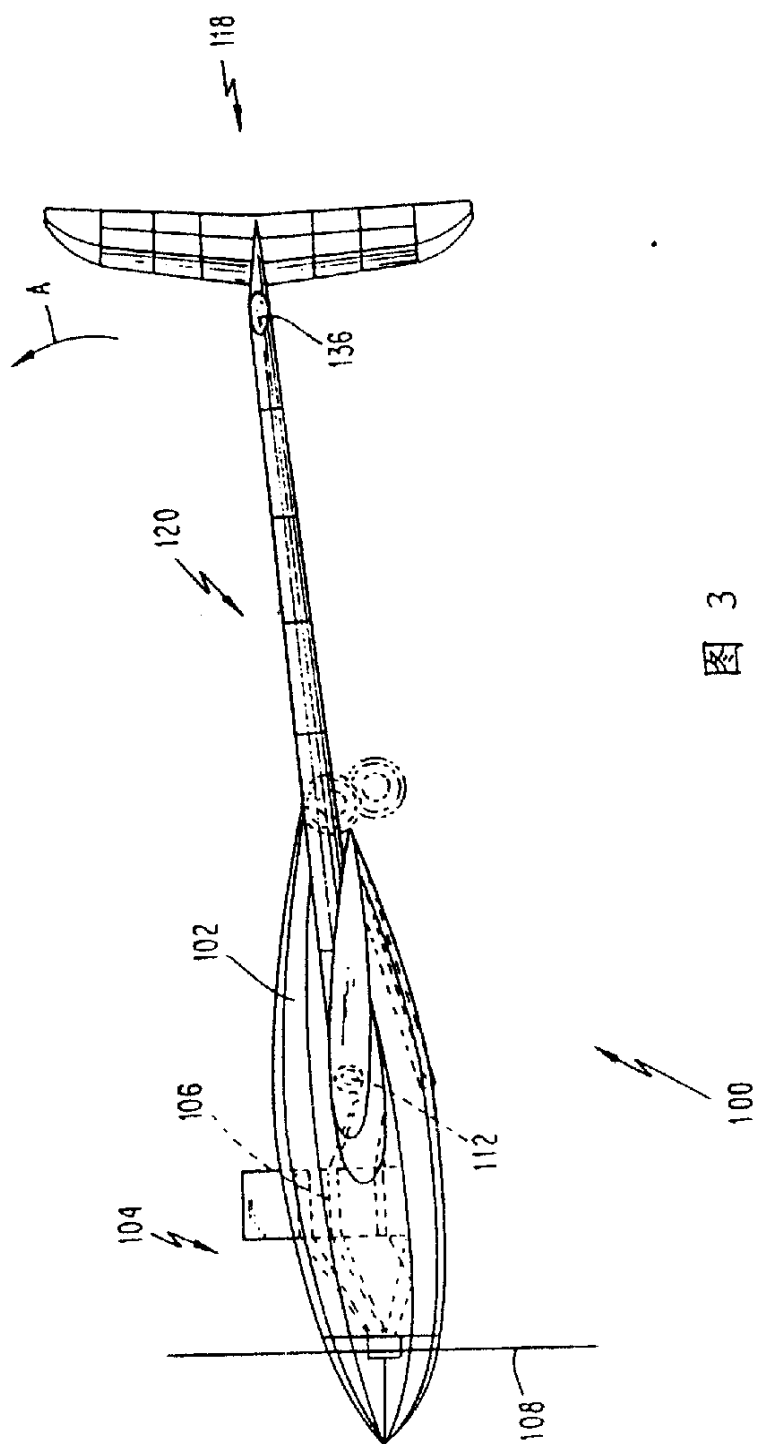


图 3

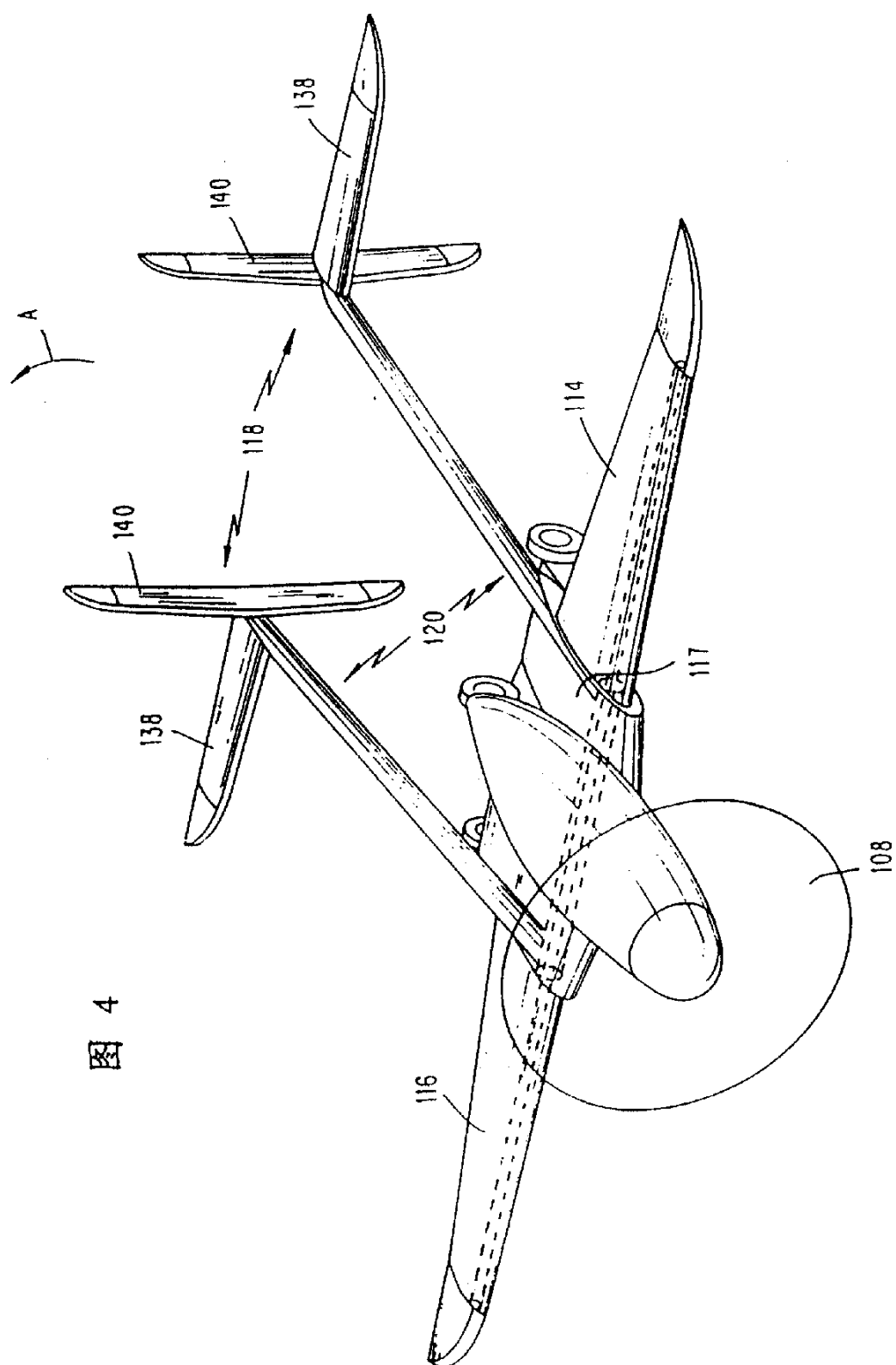


图 4

图 5

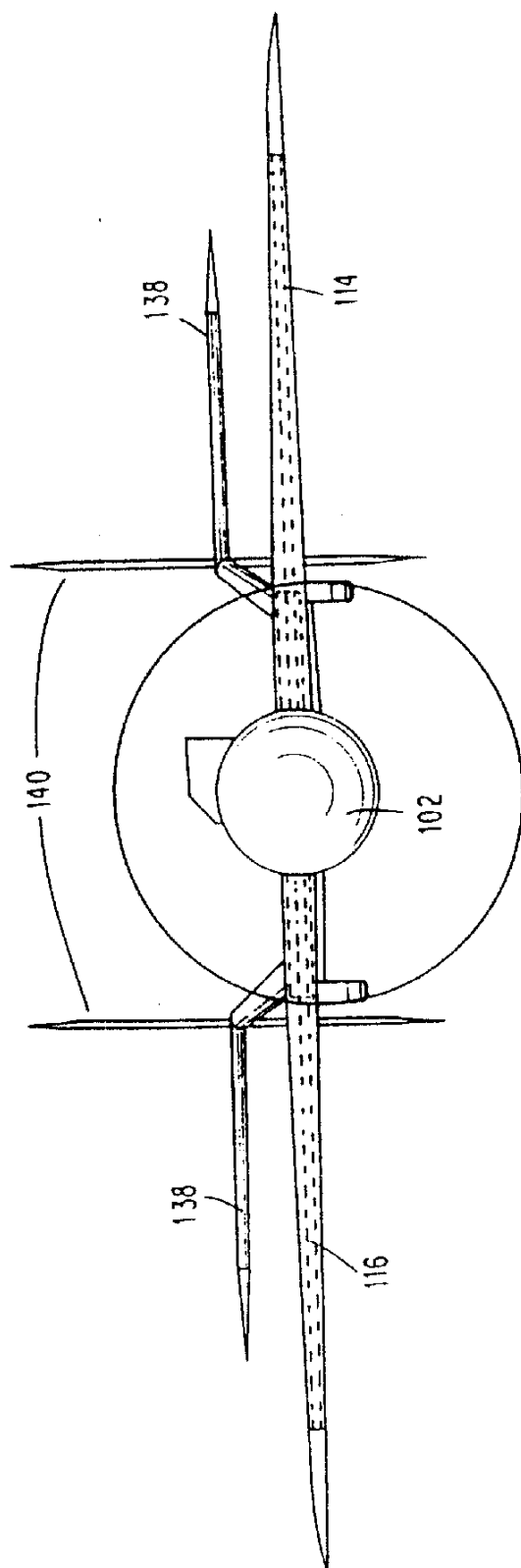


图 6

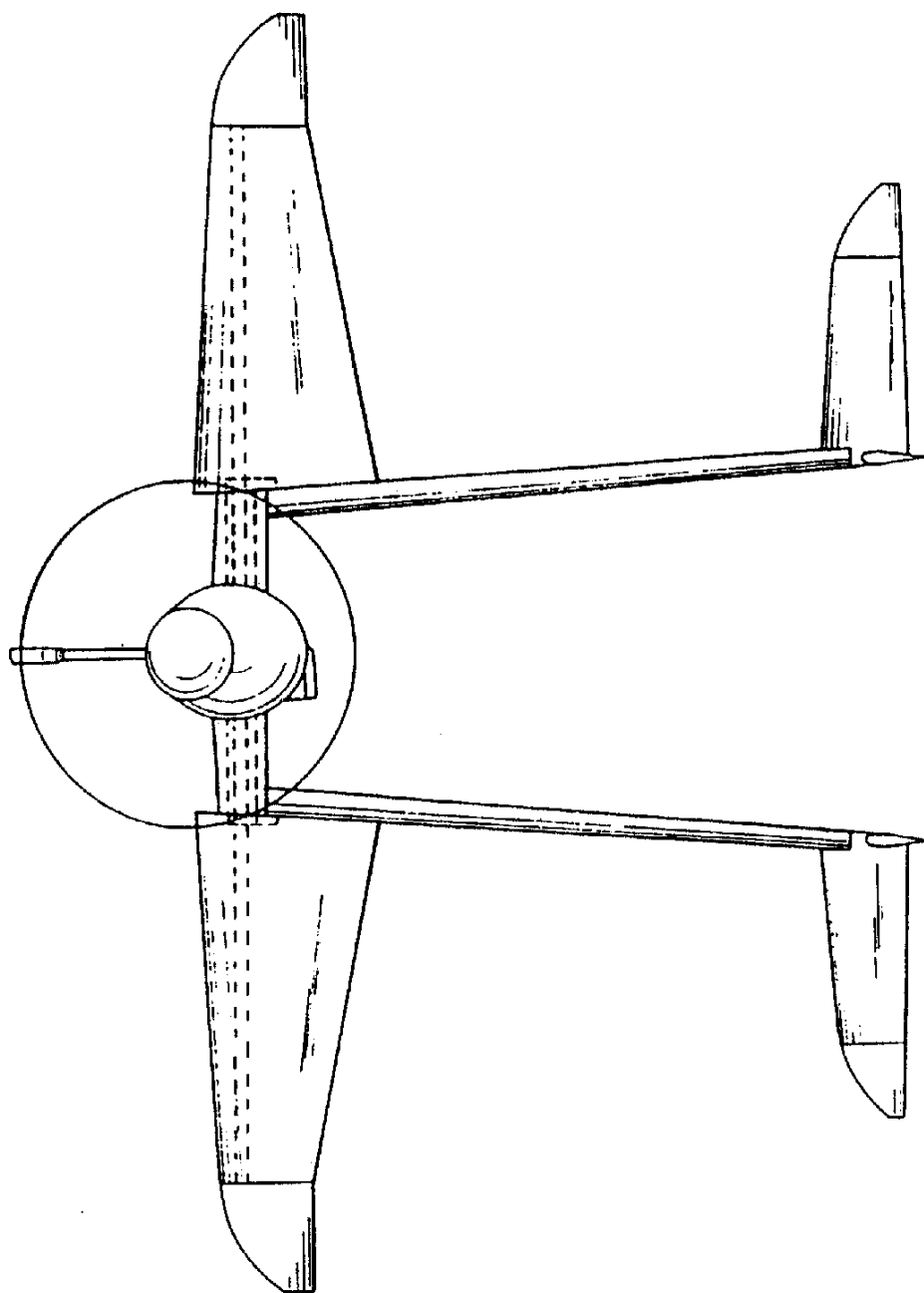


图 7

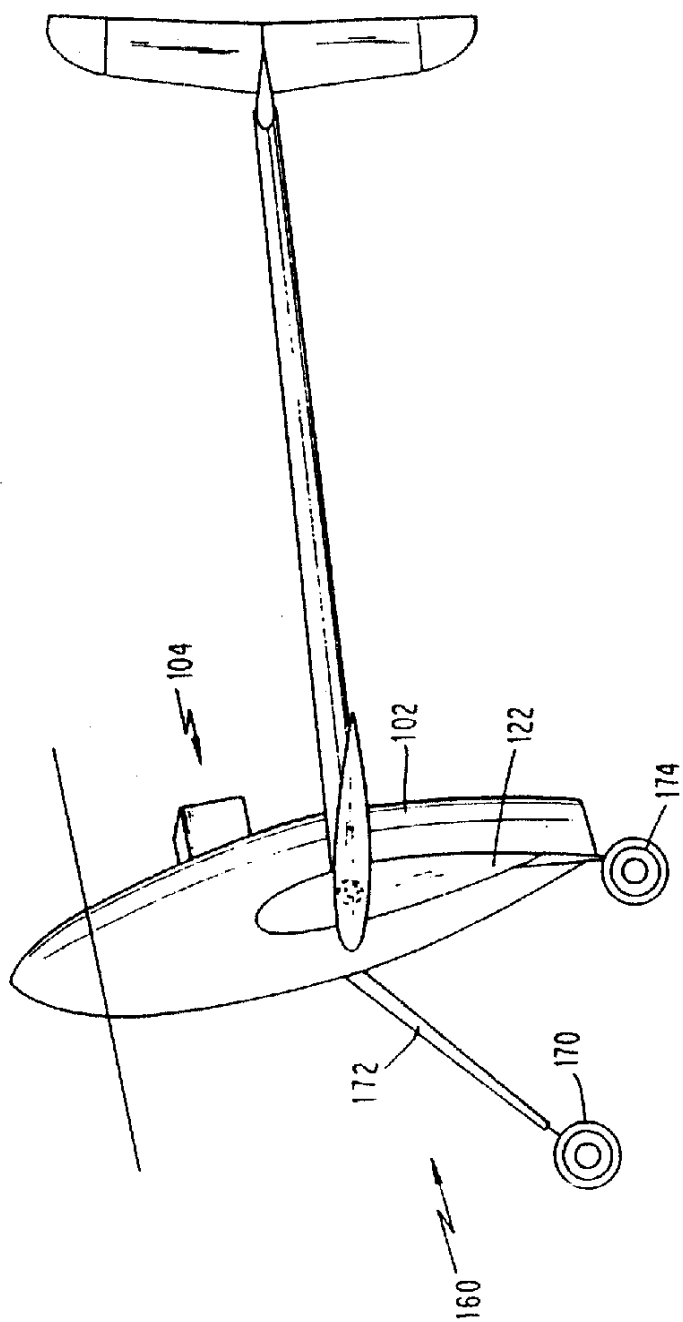


图 8

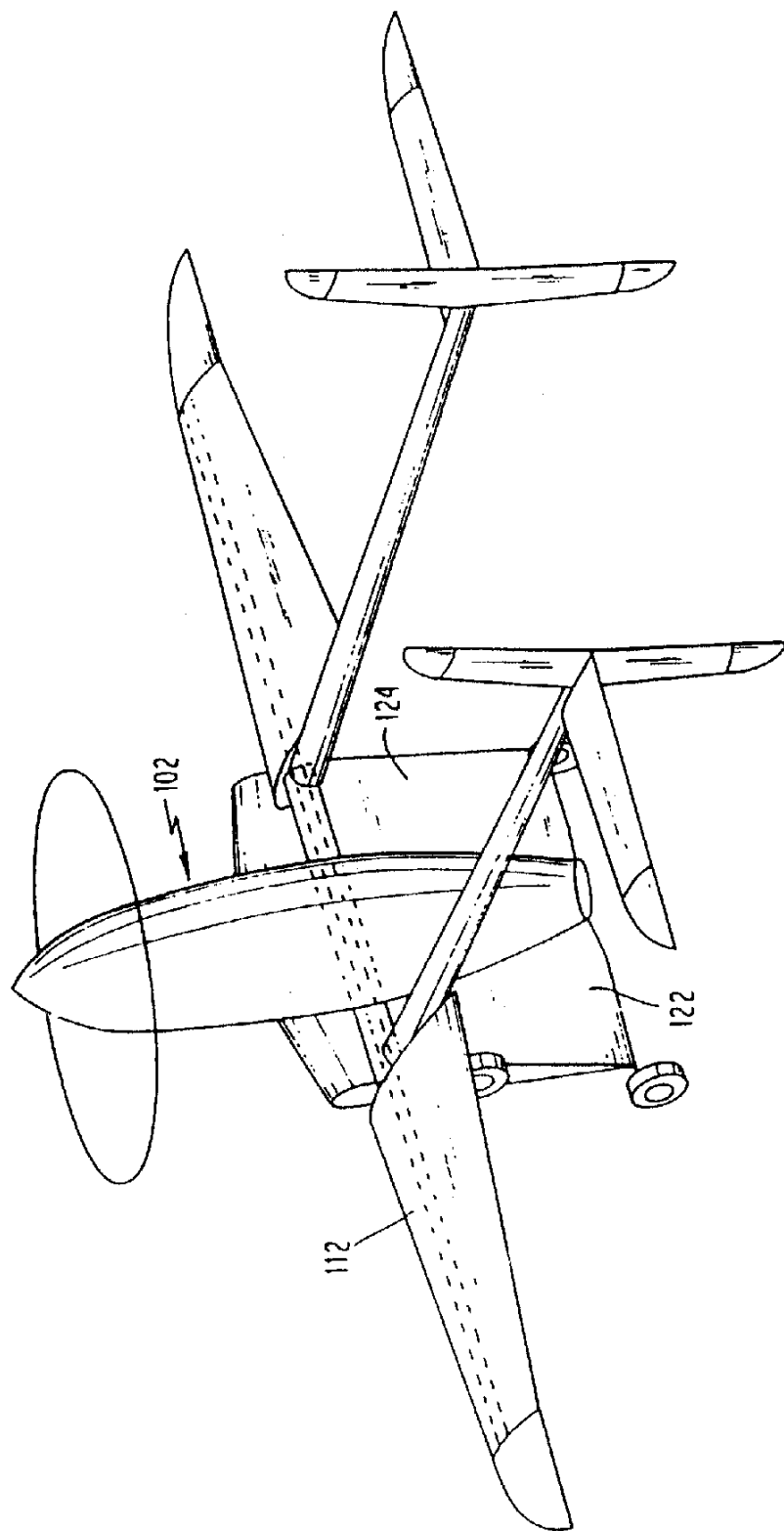
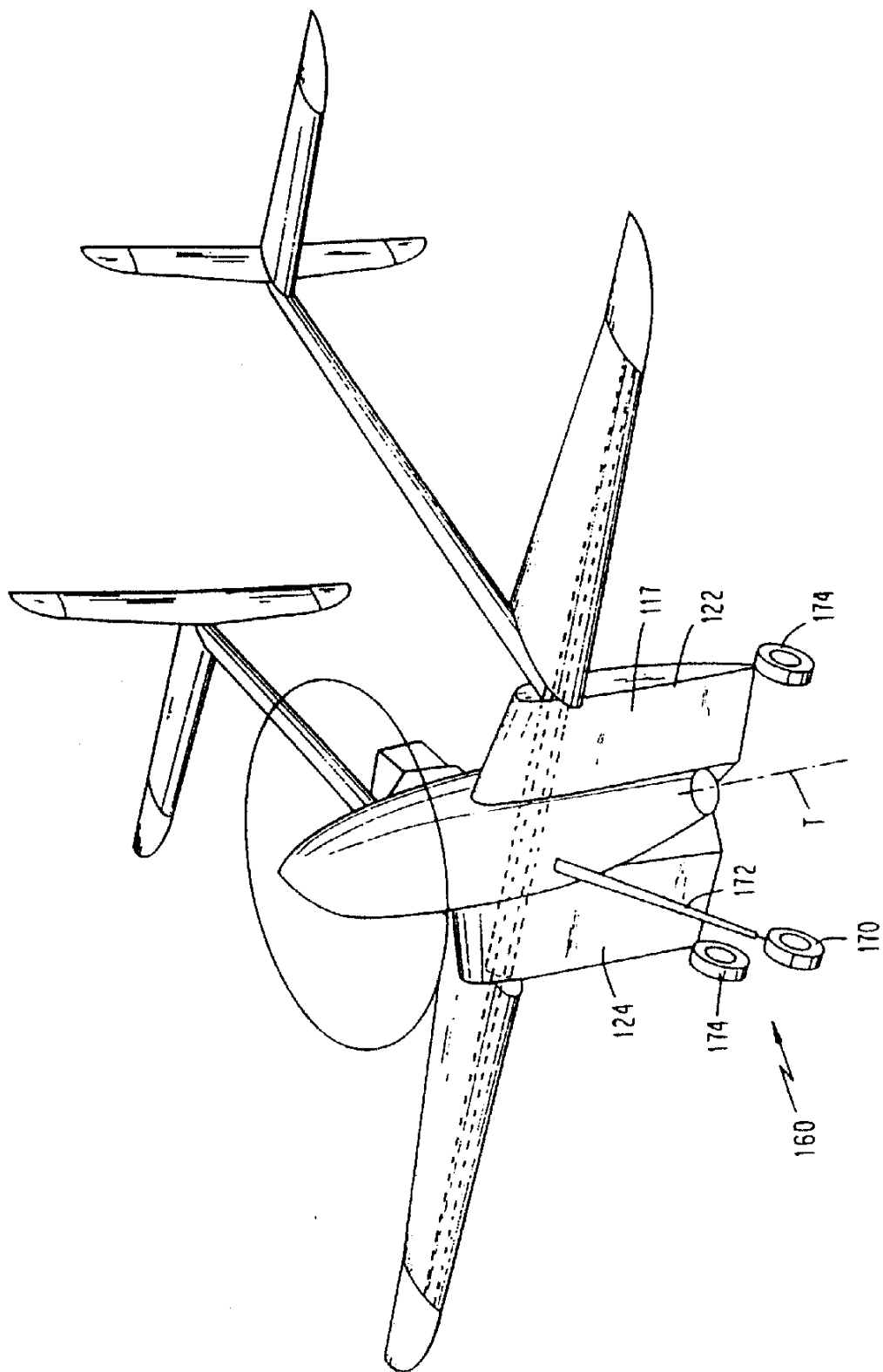


图 9



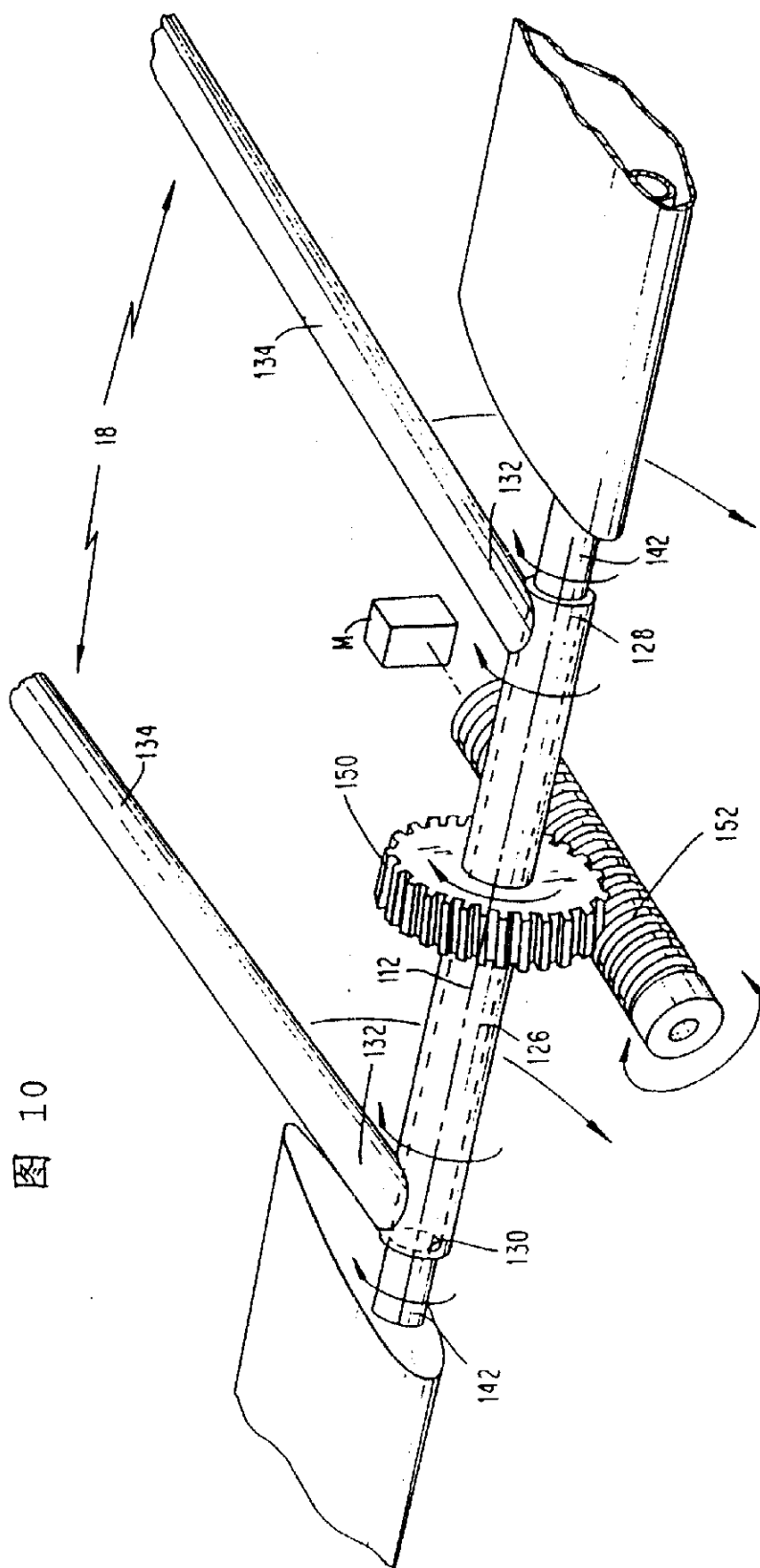


图 10

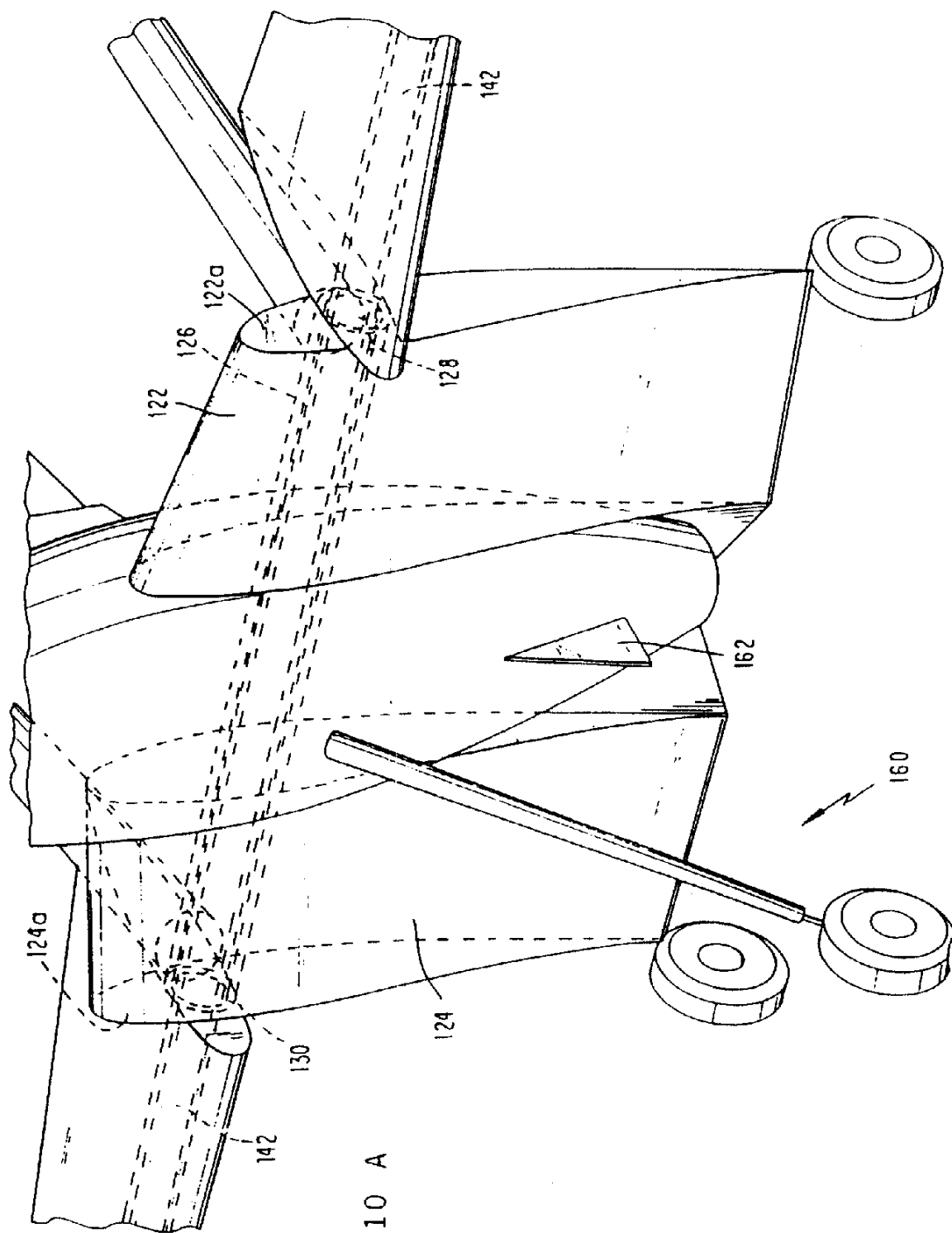


图 10 A

图 11

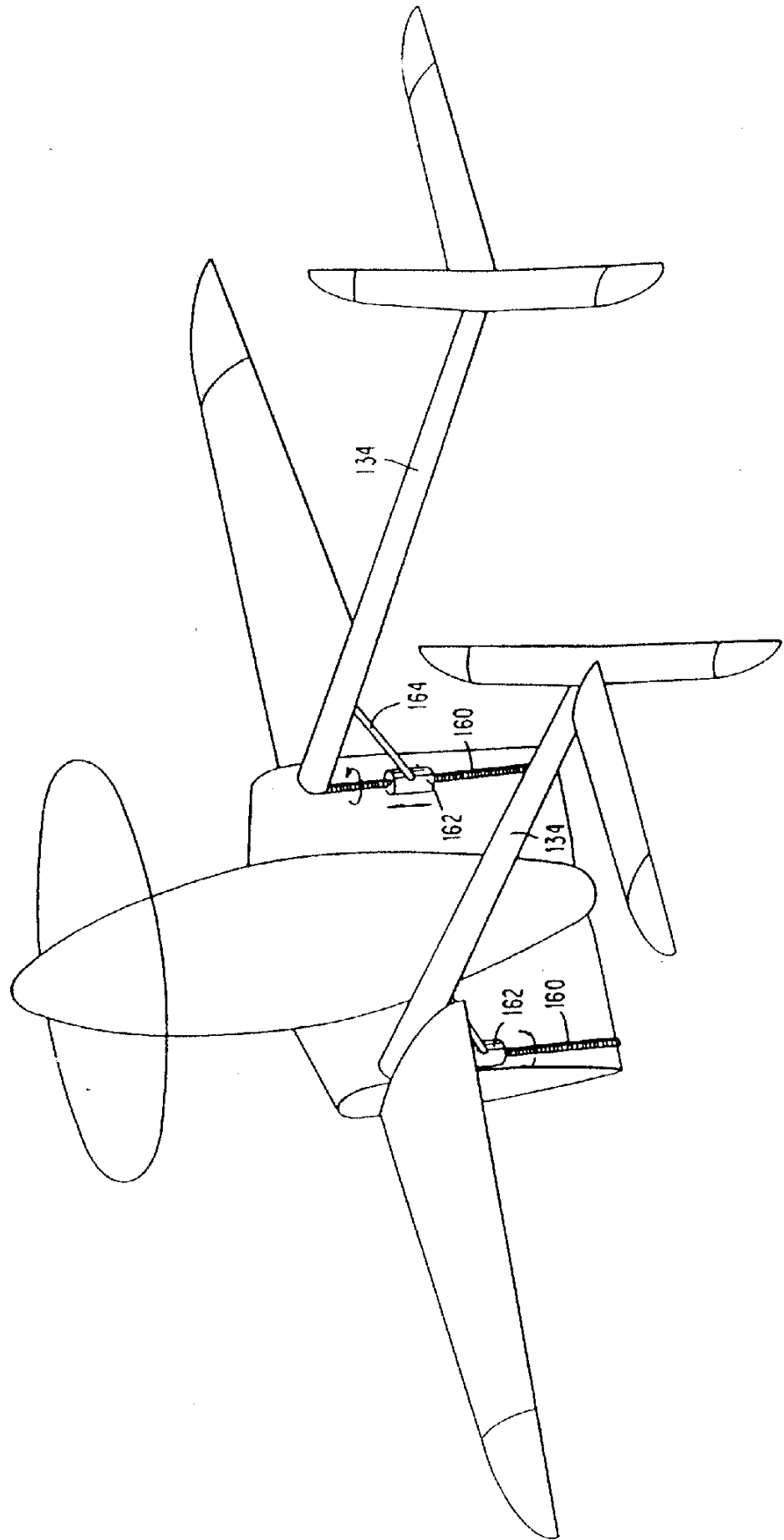


图 12

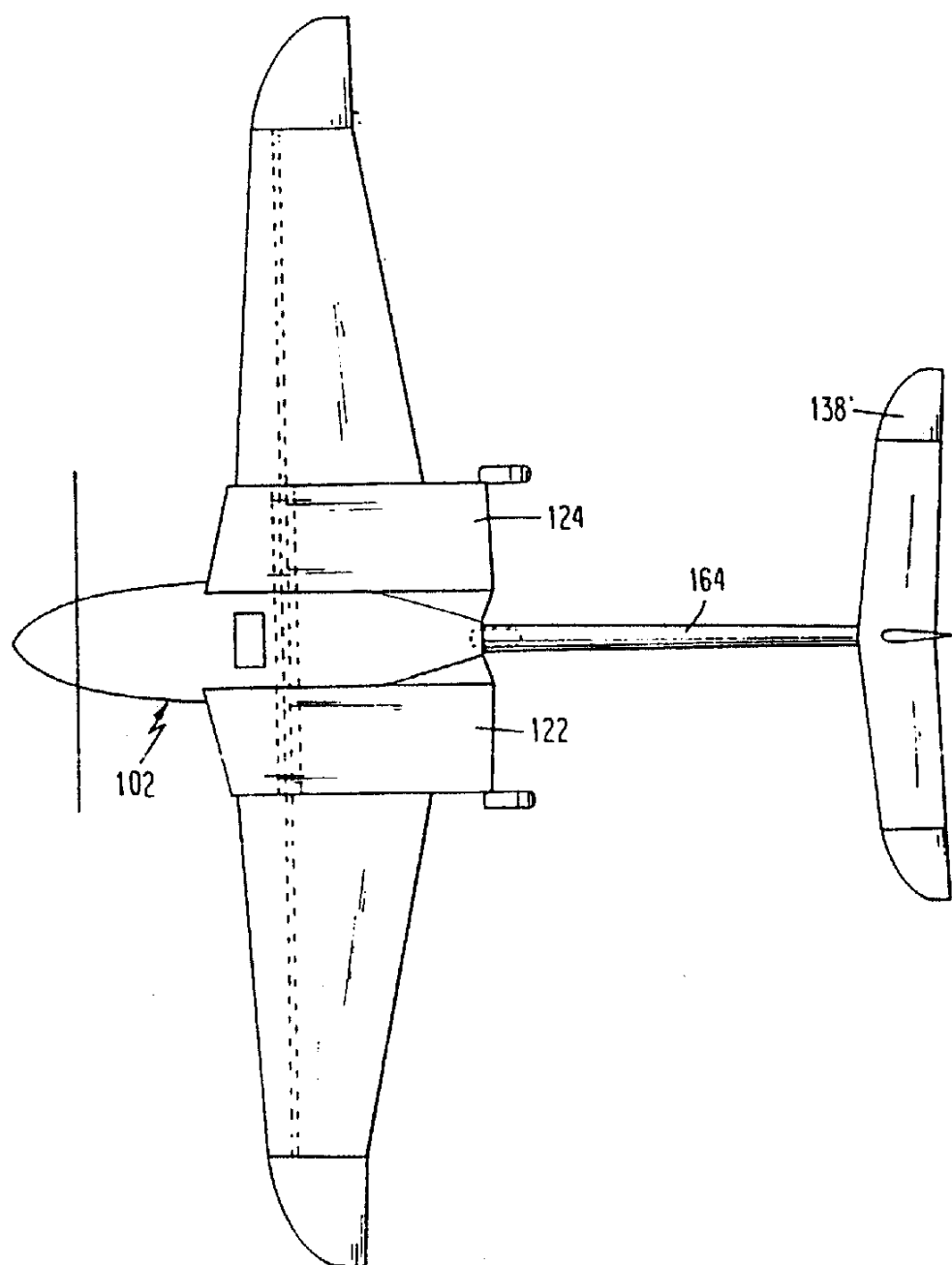


图 13

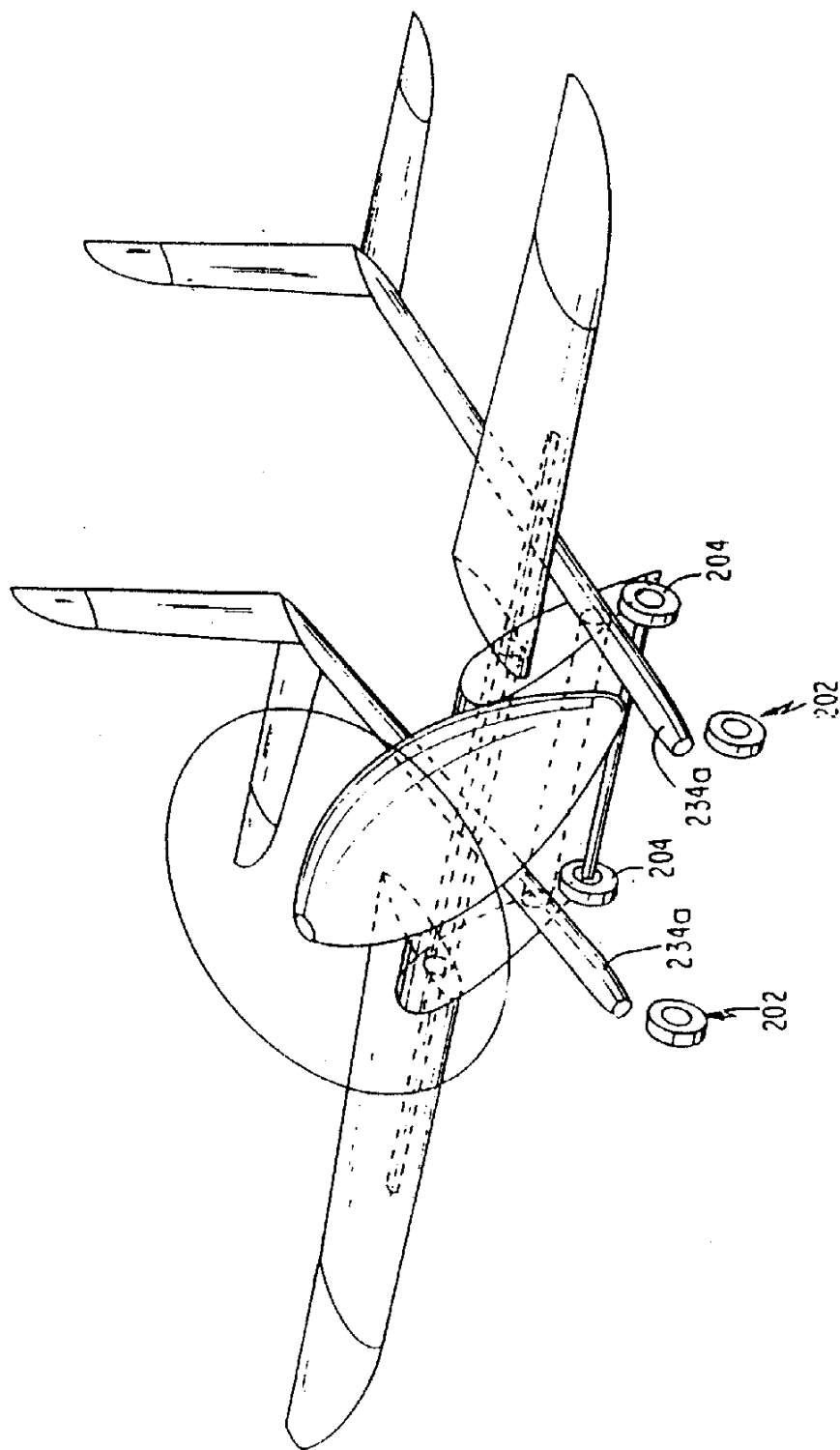


图 14

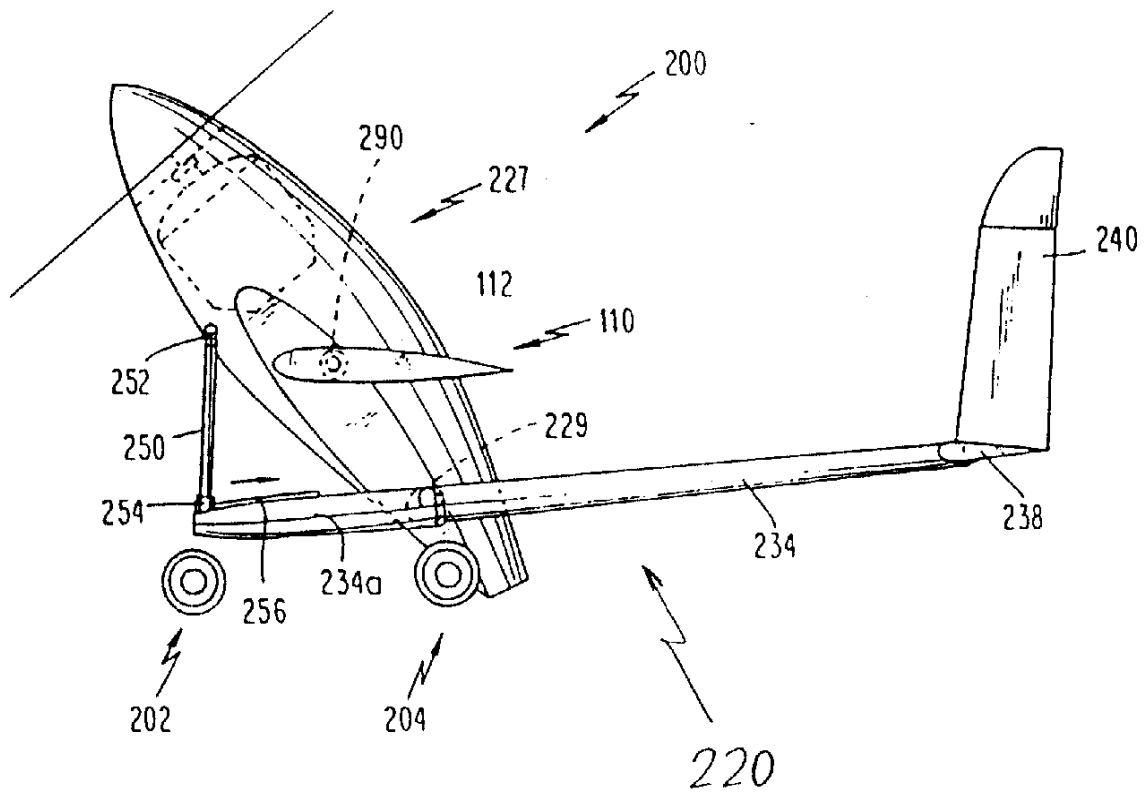


图 15

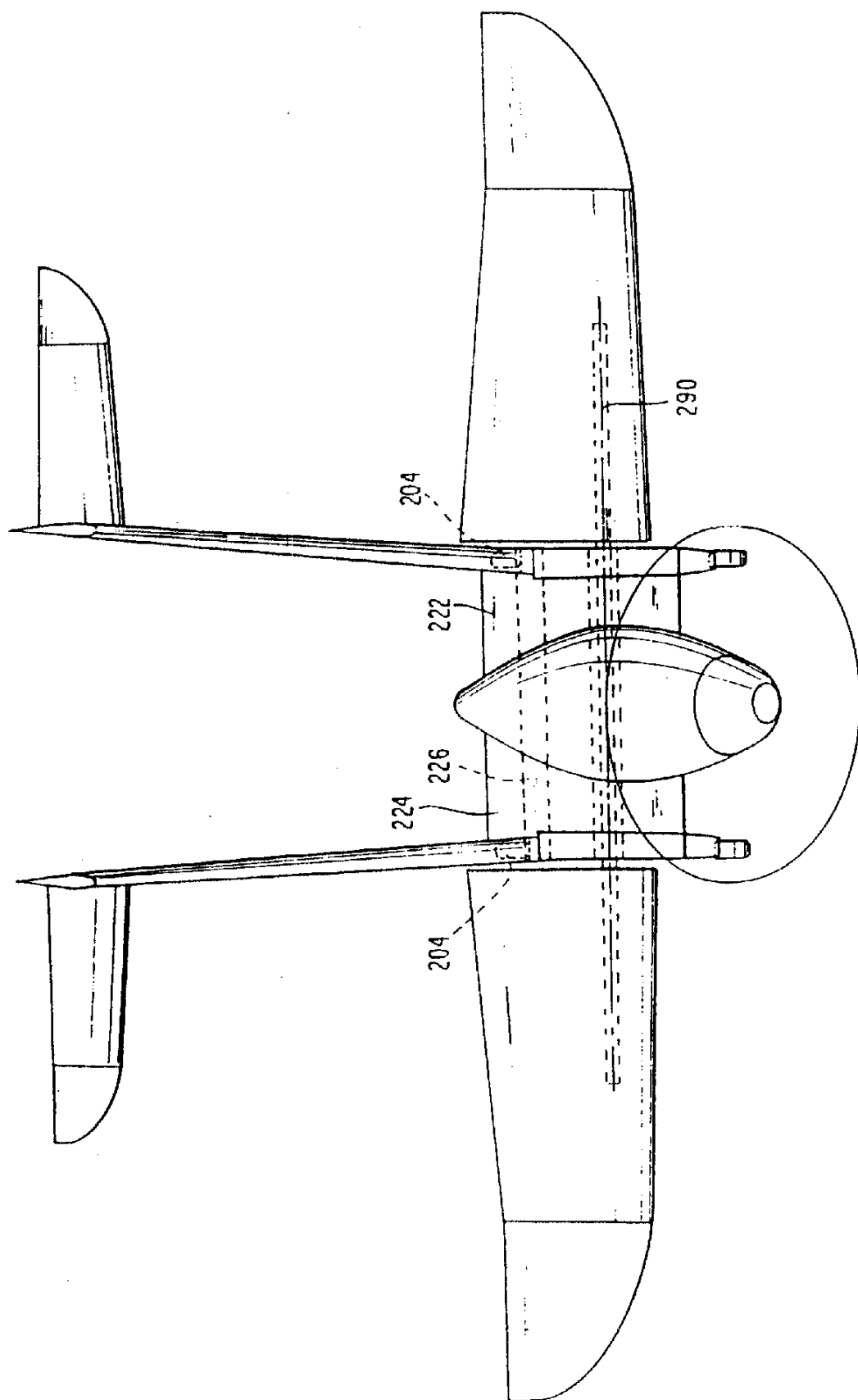


图 16

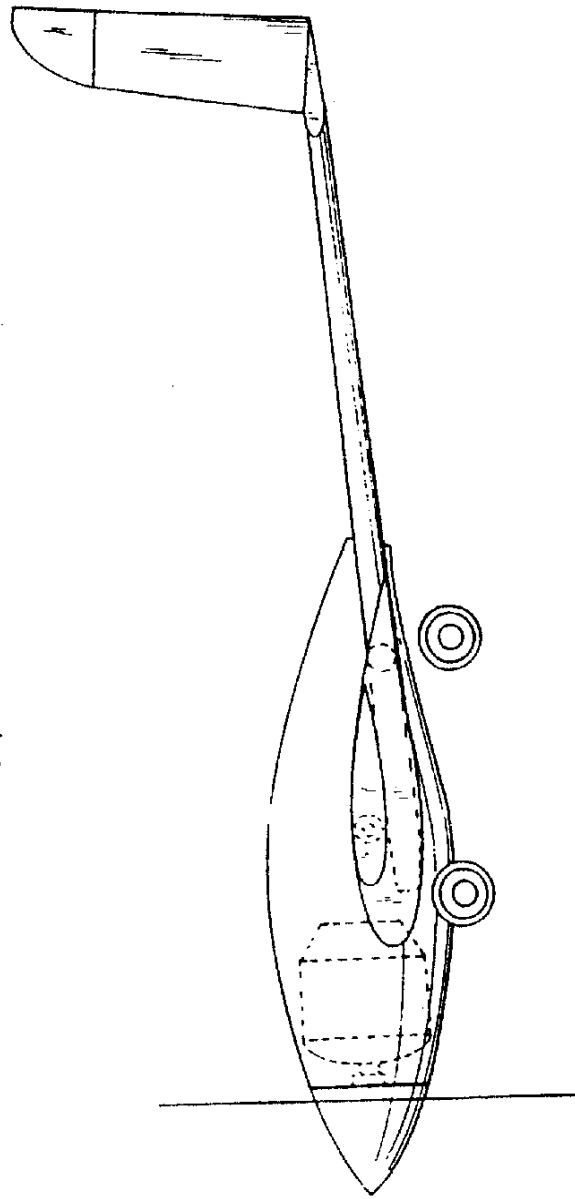


图 17

