



# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101512135 B

(45) 授权公告日 2012. 04. 25

(21) 申请号 200780033574. 7

(22) 申请日 2007. 09. 04

(30) 优先权数据

11/518, 828 2006. 09. 11 US

(85) PCT申请进入国家阶段日

2009. 03. 10

(86) PCT申请的申请数据

PCT/US2007/019458 2007. 09. 04

(87) PCT申请的公布数据

W02008/033254 EN 2008. 03. 20

(73) 专利权人 史古德利集团有限责任公司

地址 美国马萨诸塞州

(72) 发明人 克利福德·D·希顿

(74) 专利代理机构 中科专利商标代理有限责任公司 11021

代理人 王新华

(51) Int. Cl.

F02G 3/00(2006. 01)

(56) 对比文件

US 6899061 B1, 2005. 03. 31,

US 4186561 A, 1980. 02. 05,

US 5778834 A, 1998. 07. 14,

US 1962530 A, 1934. 06. 12,

US 2152981 A, 1939. 04. 04,

审查员 霍登武

权利要求书 2 页 说明书 8 页 附图 8 页

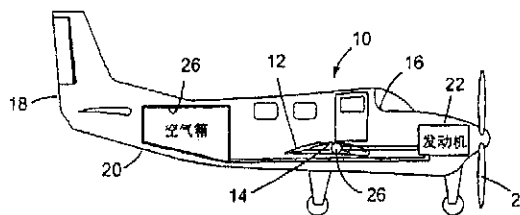
(54) 发明名称

分开循环飞行器发动机

(57) 摘要

分开循环飞行器发动机包括绕曲轴轴线可转动的曲轴。动力活塞可滑动地容纳在动力气缸内，并且操作性地连接到曲轴，使得动力活塞通过在曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。压缩活塞可滑动地容纳在压缩气缸内，并且操作性地连接到曲轴，使得压缩活塞通过在曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。气体跨接通道使压缩气缸和动力气缸操作性地相互连接。空气储蓄器通过储蓄器通道操作性地连接到气体跨接通道。空气储蓄器可选择性地操作以接收和输送压缩空气。发动机安装到飞行器，并且空气储蓄器设置在飞行器中。分开循环飞行器发动机包括绕曲轴轴线转动的曲轴。动力活塞可滑动地容纳在动力气缸内，并且操作性地连接到曲轴，使得动力活塞通过在曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。压缩活塞能够滑动地容纳在压缩气缸内，并且操作性地连接到曲轴，使得压缩活塞通过在曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。气体跨接通道使压缩气缸和动力气缸操作性地相互连接。空气储蓄器通过储蓄器通道操作性地连接到气体跨接通道。空气储蓄器可选择性地操作以

接收和输送压缩空气。发动机安装到飞行器，并且空气储蓄器设置在飞行器中。分开循环飞行器发动机包括绕曲轴轴线可转动的曲轴。动力活塞可滑动地容纳在动力气缸内，并且操作性地连接到曲轴，使得动力活塞通过在曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。压缩活塞可滑动地容纳在压缩气缸内，并且操作性地连接到曲轴，使得压缩活塞通过在曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。气体跨接通道使压缩气缸和动力气缸操作性地相互连接。空气储蓄器通过储蓄器通道操作性地连接到气体跨接通道。空气储蓄器可选择性地操作以接收和输送压缩空气。发动机安装到飞行器，并且空气储蓄器设置在飞行器中。



CN 101512135 B

1. 一种分开循环混合动力飞行器发动机,包括:

曲轴,所述曲轴能够绕曲轴轴线转动;

动力活塞,所述动力活塞能够滑动地容纳在动力气缸内,并且操作性地连接到所述曲轴,使得所述动力活塞通过在所述曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动;

压缩活塞,所述压缩活塞能够滑动地容纳在压缩气缸内,并且操作性地连接到所述曲轴,使得所述压缩活塞通过在所述曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动;

气体跨接通道,所述气体跨接通道使所述压缩气缸和所述动力气缸操作性地相互连接,所述气体跨接通道包括进气阀和排气阀,在所述进气阀与所述排气阀之间限定压力室;

空气储蓄器,所述空气储蓄器在所述压力室的所述进气阀与所述排气阀之间的位置处通过储蓄器通道操作性地连接到所述压力室,所述空气储蓄器在发动机运转期间能够选择性地操作,以接收来自所述压力气缸的压缩空气和将压缩空气输送给所述动力气缸,以便在将动力传递给所述曲轴时使用该压缩空气;以及

多个阀,所述阀选择性地控制流入和流出所述压缩气缸、所述动力气缸和所述空气储蓄器的气体流,

其中,所述发动机安装到飞行器,并且所述空气储蓄器设置在所述飞行器中;

其中,所述发动机能够在高压 (HP) 模式下可运转,在所述高压模式下;

所述压缩气缸能够被选择性地控制以作为具有膨胀冲程和排气冲程的动力气缸运转;以及

所述动力气缸和所述压缩气缸都接收来自于所述空气储蓄器的压缩空气,所述压缩空气在所述压缩气缸和所述动力气缸的各自的膨胀冲程期间被膨胀,并在所述压缩气缸和所述动力气缸各自的排气冲程期间被排放。

2. 根据权利要求 1 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述飞行器具有机翼,所述空气储蓄器设置在所述机翼内。

3. 根据权利要求 2 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述飞行器具有在每一个机翼内的翼梁,所述空气储蓄器设置在所述翼梁中的至少一个内。

4. 根据权利要求 1 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述飞行器具有驾驶舱、尾翼和邻近所述尾翼的后机身,所述空气储蓄器设置在所述后机身内。

5. 根据权利要求 4 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述空气储蓄器设置在所述尾翼附近。

6. 根据权利要求 1 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述压缩气缸能够被选择性地控制以将所述压缩活塞置于压缩模式或空转模式。

7. 根据权利要求 1 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述动力气缸能够被选择性地控制以将所述动力活塞置于动力模式或空转模式。

8. 根据权利要求 7 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,所述发动机至少能够在内燃机 (ICE) 模式、空气压缩 (AC) 模式和预压缩空气动力 (PAP) 模式下运转,其中:

在所述 ICE 模式下,所述压缩活塞和所述动力活塞处于其各自的压缩模式和动力模式

下,其中,所述压缩活塞吸入空气并压缩吸入的空气用于在所述动力气缸中使用,并且压缩空气与燃料一起进入所述动力气缸,在膨胀冲程开始时,所述燃料在所述动力气缸的同一膨胀冲程期间被点燃、燃烧并膨胀,从而将动力传递给所述曲轴,并且燃烧产物在所述排气冲程期间被排放;

在所述 AC 模式下,所述压缩活塞处于所述压缩模式下,并吸入和压缩存储在所述空气储蓄器内用于后续使用在所述动力气缸中的空气;以及

在所述 PAP 模式下,所述动力气缸处于所述动力模式下,并接收来自于所述空气储蓄器的压缩空气,所述压缩空气在所述动力活塞的所述膨胀冲程期间膨胀,从而将动力传递给所述曲轴,并且所述膨胀空气在所述排气冲程期间被排放。

9. 根据权利要求 8 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,在所述 PAP 模式下,燃料在所述膨胀冲程开始时与所述压缩空气混合,并且混合物在所述动力活塞的同一膨胀冲程期间被点燃、燃烧和膨胀,从而将动力传递给所述曲轴,并且燃烧产物在所述排气冲程期间被排放。

10. 根据权利要求 8 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,在所述 PAP 模式下,进入所述动力气缸的所述压缩空气在没有增加燃料或没有开始燃烧的情况下被膨胀。

11. 根据权利要求 1 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中:

在所述动力气缸中,燃料在所述膨胀冲程开始时与所述压缩空气混合,并且混合物在所述动力气缸的同一膨胀冲程期间被点燃、燃烧和膨胀;和

在所述压缩气缸内,进入所述压缩气缸的压缩空气在没有增加燃料或没有开始燃烧的情况下在所述压缩气缸的所述膨胀冲程期间被膨胀。

12. 根据权利要求 1 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,在所述动力活塞已经到达其上死点(TDC)位置后,燃料在 5-40 度曲柄角度(CA)的范围内被点燃。

13. 根据权利要求 12 所述的分开循环混合动力飞行器发动机,其中,在所述动力活塞已经到达其上死点(TDC)位置后,燃料在 10-30 度曲柄角度(CA)的范围内被点燃。

## 分开循环飞行器发动机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种分开循环 (split-cycle) 发动机, 本发明具体地涉及一种分开循环飞行器发动机。

### 背景技术

[0002] 在申请中所使用的术语分开循环发动机还没有被接受为发动机领域的技术人员通常已知的固定意思。因此, 为了清楚起见, 应用到现有技术中所公开的发动机和本申请中所涉及的术语“分开循环发动机”定义如下:

[0003] 本文涉及的分开循环发动机包括:

[0004] 曲轴, 可以围绕曲轴轴线转动;

[0005] 动力活塞, 所述动力活塞可滑动地容纳在动力气缸内并且操作性地连接到曲轴, 从而所述动力活塞通过在所述曲轴的一个转动期间的动力 (膨胀) 冲程和排气冲程而往复运动;

[0006] 压缩活塞, 所述压缩活塞可滑动地容纳在压缩气缸内并且操作性地连接到曲轴, 从而所述压缩活塞通过在所述曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动; 和

[0007] 使动力气缸和压缩气缸相互连接的气体通道, 所述气体通道包括在其间限定压力室的进气阀与排气 (隔断) 阀。

[0008] 全都受让于本发明的受让人的美国专利 No. 6, 543, 225、No. 6, 609, 371 和 No. 6, 952, 923 公开了本文所定义的分开循环内燃机的示例。这些专利包含在这些专利的授权中引用为背景技术的很多美国和外国专利和公开物。因为它们经过两个专用缸 (一个气缸专用于高压压缩冲程, 而另一个气缸专用于高压动力冲程) 确切地将传统压力 / 体积奥托 (Otto) 循环的四个冲程 (即, 进气、压缩、动力和排气) 分开, 所以用于这些发动机的术语为“分开循环 (split-cycle)”。

[0009] 使用星形发动机用于航空应用的飞行器发动机在本领域中是已知的。例如, 星形发动机通常用于二战时的飞行器和早期的模型商用飞行器中。目前在一些螺旋桨驱动飞行器中仍旧使用星形发动机。

[0010] 星形发动机不同于其它普通的内燃机, 如在发动机气缸的布置中的直列型或 V 型发动机。在星形发动机中, 气缸和相应的活塞以圆形图案绕发动机曲轴径向布置。

[0011] 星形发动机用于飞行器应用中是有利的, 因为它们可以产生大量动力, 它们具有相对较低的最大发动机速度 (rpm), 这避免了对用于驱动螺旋桨的减速齿轮的需要, 并它们适于空气冷却, 这消除了对水冷却系统的需要。

[0012] 虽然星形发动机已经是可靠的飞行器发动机, 并且比其它类型的飞行器发动机更便宜, 但是已经基本上减少了在飞行器中对星形发动机的使用。传统的星形发动机往往有噪音, 并且比其它发动机更耗油。而且, 传统的星形发动机具有机械问题, 如在不使用发动机期间油会漏到下面的气缸内。在启动发动机之前必需通过手翻转发动机而从气缸将此油移除, 这对于飞行员或地勤人员来说是不方便的。

[0013] 使用水平相对的发动机的飞行器发动机在本领域是已知的,并且被已知为“拳师”型发动机,以驱动飞行器的螺旋桨。箱型发动机与其它内燃机的不同在于发动机气缸以水平相对关系布置。

[0014] 水平相对的发动机具有的优点是比其它发动机结构更紧凑并且具有更低的重心。水平相对的发动机,如星形发动机潜在地可以被空气冷却,这消除了对单独的发动机冷却系统的需要,从而减小了发动机的总体重量。因此,水平相对的发动机适于飞行器应用。水平相对的发动机还被很好的平衡,因为每一个活塞的动量被与其相对的活塞的运动平衡。这减少或者甚至可以消除对曲轴上的平衡轴或平衡物的需要,从而进一步减小发动机的总体重量。

[0015] 然而,水平相对的发动机通常比其它发动机结构(如V型发动机和直线型发动机)噪音更大。而且,水平相对的发动机更难于配合到发动机室,因为水平相对的发动机往往比其它发动机结构更宽。

[0016] 在航空学中还已知的是在飞行器中经常使用压缩空气。然而,传统的飞行器缺少便利和有效的压缩空气源,从而使压缩空气的这些潜在使用不可行。

#### 发明内容

[0017] 本发明提供了用于螺旋桨驱动飞行器的各种分开循环发动机装置,所述分开循环发动机装置能够存储压缩空气,并将压缩空气输回到飞行器的发动机或其它部件。

[0018] 在本发明的一种实施例中,分开循环混合动力飞行器发动机包括绕曲轴轴线可转动的曲轴。动力活塞可滑动地容纳在动力气缸内,并且操作性地连接到曲轴,使得动力活塞通过在曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。压缩活塞可滑动地容纳在压缩气缸内,并且操作性地连接到曲轴,使得压缩活塞通过在曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。气体跨接通道使压缩气缸和动力气缸操作性地相互连接。气体跨接通道包括在其之间限定压力室的进气阀和排气阀。空气储蓄器在压力室的进气阀和排气阀之间的位置处通过储蓄器通道操作性地连接到压力室。空气储蓄器选择性地可操作以接收来自于压缩气缸的压缩空气并输送压缩空气到动力气缸,以便在发动机运转期间在将动力传递给曲轴时使用。空气储蓄器也可以将压缩空气输送给飞行器的其它部件。阀选择性地控制流入和流出压缩气缸和动力气缸以及空气储蓄器的气体流。发动机安装到飞行器,并且空气储蓄器设置在飞行器中。可选择地,空气储蓄器可以位于飞行器的机翼内、飞行器的后机身内或者同时位于飞行器的机翼和飞行器的后机身内。用于空气储蓄器的可选位置也在本发明的保护范围内。

[0019] 在本发明的另一种实施例中,提供了一种可以用于飞行器应用的分开循环水平相对的(“拳师”)发动机。分开循环水平相对的发动机允许动力气缸在曲轴的每个转动而不是每隔一个转动点火一次,并允许压缩气缸在曲轴的每一个转动期间压缩装载空气。分开循环水平相对的发动机还允许压缩气缸与动力气缸相比在更大直径的情况下运转,以增加吸入发动机内的空气的体积,从而允许在不使用外部增压器的情况下给发动机增压。

[0020] 更具体地,根据本发明的分开循环水平相对的(“拳师”)发动机包括绕轴线可转动的曲轴。分开循环拳师型发动机还包括在曲轴的任一侧上的一对水平相对的动力气缸。动力活塞可滑动地容纳在每一个动力气缸内,并且操作性地连接到曲轴,使得动力活塞通过

在曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。分开循环拳师型发动机还包括在曲轴的任一侧上的一对水平相对的压缩气缸。压缩活塞可滑动地容纳在每一个压缩气缸内,并且操作性地连接到曲轴,使得压缩活塞通过在曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。气体跨接通道使每一个压缩气缸与相关联的轴向邻近的动力气缸相互连接。气体跨接通道包括在其之间限定压力室的进气阀和排气阀。阀控制流入压缩气缸和流出动力气缸的气体流。空气储蓄器在每一个压力室的进气阀和排气阀之间的位置处通过储蓄器通道操作性地连接到压力室。空气储蓄器可选择性地操作以接收和输送压缩空气。

[0021] 在本发明的又一种实施例中,提供了一种可以用于飞行器应用的分开循环星形发动机。分开循环星形发动机允许气缸连续点火,这增加了发动机的扭矩。分开循环星形发动机还允许发动机气缸相对于曲轴的转动轴线偏离,从而进一步增加了发动机的扭矩且减小了活塞裙摩擦。而且,分开循环星形发动机能够吸入更大体积的装载吸入空气,这提高了发动机在空气更加稀薄的高海拔处的性能。

[0022] 更具体地,根据本发明的分开循环星形发动机包括绕曲轴轴线可转动的曲轴。动力组包括绕所述曲轴径向设置的多个动力气缸。动力活塞可滑动地容纳在每一个动力气缸内,并且操作性地连接到所述曲轴,使得每一个动力活塞通过在所述曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。压缩组轴向邻近所述动力组。所述压缩组包括绕所述曲轴径向设置并且数量等于所述动力气缸的数量的多个压缩气缸。压缩活塞可滑动地容纳在每一个压缩气缸内,并且操作性地连接到所述曲轴,使得每一个压缩活塞通过在所述曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。每一个压缩气缸与相关联的动力气缸配对。每一个压缩与动力气缸对包括使所述一对压缩气缸和所述动力气缸相互连接的气体跨接通道。气体跨接通道包括在其之间限定压力室的进气阀和排气阀。还设置阀以控制流入压缩气缸和流出所述动力气缸的气体流。空气储蓄器可以在每一个压力室的所述进气阀与所述排气阀之间的位置处通过储蓄器通道操作性地连接到所述压力室。所述空气储蓄器可选择性地操作以接收和输送压缩空气。

[0023] 参照附图从本发明的以下详细说明中更全面地理解本发明的这些和其它特征和优点。

#### 附图说明

[0024] 在附图中:

[0025] 图 1 是根据本发明的包括分开循环混合动力发动机和压缩空气箱的飞行器的示意性侧视图;

[0026] 图 2 是图 1 的飞行器的示意性俯视图;

[0027] 图 3 是沿线 3-3 截得的飞行器的剖视图;

[0028] 图 4 是根据本发明的具有空气存储箱的分开循环水平相对(“拳师”)的发动机的示意图,其中,所述分开循环水平相对(“拳师”)的发动机,其中图示了在上死点周围的活塞;

[0029] 图 5 是沿图 4 中的线 5-5 截得的分开循环水平相对的发动机的剖视图;

[0030] 图 6 是沿图 4 中的线 6-6 截得的分开循环水平相对的发动机的剖视图;

[0031] 图 7 是图 4 的分开循环水平相对的发动机的另一示意图,其中图示了在下死点周

围的活塞；

[0032] 图 8 是沿图 7 中的线 8-8 截得的分开循环水平相对的发动机的剖视图；

[0033] 图 9 是沿图 7 中的线 9-9 截得的分开循环水平相对的发动机的剖视图；

[0034] 图 10 是根据本发明的具有空气存储箱的分开循环星形发动机的示意图；

[0035] 图 11 是图 10 的分开循环星形发动机的压缩组的示意图；以及

[0036] 图 12 是图 10 的分开循环星形发动机的动力组的示意图。

### 具体实施方式

[0037] 现在详细参照附图,数字 10 整体表示螺旋桨驱动飞行器。如图 1-3 中所示,飞行器 10 具有一对机翼 12、在机翼 12 中的翼梁 14、驾驶舱 16、尾翼 18 和后机身 20。飞行器 10 可以具有横越两个机翼 12 的一个翼梁 14,或者单独的翼梁可以位于每一个机翼 12 中。根据本发明的分开循环发动机 22 在驾驶舱 16 的前方安装在飞行器 10 中以驱动螺旋桨 24。空气存储箱 26 可以位于翼梁 14、后机身 20 中,或者位于翼梁 14 和后机身 20 中。空气存储箱(一个或多个)也可以位于在机身 10 中的任何其它适当的位置中,例如,位于除翼梁 14 之外机翼 12 中的适当位置。

[0038] 转到图 4-9,在本发明的一种实施例中,分开循环发动机 22 可以是水平相对(“拳师”)型分开循环发动机。分开循环拳师型发动机 22 包括可绕轴线 30 转动的曲轴 28。分开循环拳师型发动机 22 还包括在曲轴 28 的任一侧上的一对水平相对的动力气缸 34。动力活塞 36 可滑动地容纳在每一个动力气缸 34 内,并操作性地连接到曲轴 28,从而每一个动力活塞 36 通过在曲轴 28 的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。分开循环拳师型发动机 22 还包括在曲轴 28 的任一侧上的水平相对的压缩气缸 40。压缩活塞 42 可滑动地容纳在每一个压缩气缸 40 内并操作性地连接到曲轴 28,使得每一个压缩气缸 42 通过在曲轴 28 的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。气体跨接通道 44 使每一个压缩气缸 40 与相关联的轴向相邻的动力气缸 34 相互连接。气体跨接通道 44 包括在其之间限定压力室 50 的进气阀 46 和排气阀 48。在整个发动机循环期间压力室 50 内的空气压力保持在升高的最小压力。阀 52 控制流进压缩气缸 40 和流出动力气缸 34 的气体流。阀 44、46、52 可以是止回阀、提升阀或任何其它适当的阀。阀 44、46、52 可以被凸轮致动、电气致动、气动致动、或液压致动。空气储蓄器 26 在每一个压力室 50 的进气阀 46 与排气阀 48 之间的位置处可以通过储蓄器通道 54 操作性地连接到压力室 50。空气储蓄器 26 可选择性地操作以接收并输送压缩空气。

[0039] 图 4-9 中所示的分开循环拳师型发动机 22 包括一对动力气缸 34 和一对压缩气缸 40 总共四个气缸。如果期望额外的马力,另一对动力气缸和压缩气缸可以增加为总共八个气缸。然而,应该理解的是发动机 22 可以具有任何数量的气缸,只要具有偶数个动力气缸、偶数个压缩气缸以及相等数量的动力气缸和压缩气缸(因为每一个动力气缸必须与压缩气缸配对)。

[0040] 动力气缸 34 可以设置在压缩气缸 40 的前面,以有利于在发动机运转期间较热的动力气缸 34 的空气冷却。每一个压缩气缸 40 和每一个动力气缸 34 的纵向轴线 56 可与曲轴 28 的转动轴线 30 偏离。气缸轴线 56 与曲轴轴线 30 的偏离允许更多的机械优点和增加扭矩。在发动机 22 的每一侧上,一对水平相对的气缸中的一个被升高到曲轴 28 的转动轴

线 30 以上,而另一个被下降到曲轴 28 的转动轴线 30 以下。此外,因为压缩气缸 40 与动力气缸 34 分离,所以压缩气缸 40 可以被设计成比动力气缸 34 具有更大的直径。这导致压缩气缸 40 比动力气缸 34 具有更大的体积,从而在不使用外部增压器的情况下允许给发动机增压。与传统的发动机相比,这也可以通过允许发动机吸入更大体积的稀薄空气而提高发动机在更高海拔处的效率。动力活塞 36 也可以被设计成与压缩活塞 42 相比具有用于更长冲程的在曲轴 28 上更长的行程 (throw),从而过膨胀动力气缸 34 内的气体并提供增加的效率,即,密勒效应。

[0041] 压缩活塞 42 稍微滞后 (曲柄角度转动的度数) 于动力活塞 36。这与其中相邻一对活塞曲柄角度 180 度分开的传统的水平相对的发动机相反。在发动机 22 的运转期间,当压缩活塞 42 到达上死定点 (TDC) 时,动力活塞 36 已经达到 TDC 并且已经开始动力冲程。在与动力气缸 34 相关联的动力活塞 36 已经到达其上死点位置后,燃料在 5-40 度曲柄角度 (ATDC 度) 的范围内在每一个动力气缸 34 内被点燃。优选地,燃料在 10-30 度 ATDC 范围内在每一个动力气缸 34 内被点燃。

[0042] 图 4-6 图示了在 TDC 位置附近处的压缩活塞 42 和远离 TDC 向下死点 (BDC) 移动的动力活塞 36。曲轴 28 的转动方向 (图 5) 和动力活塞 36 的相对运动 (图 6) 由附图中与它们相对应的部件相关联的箭头表示。图 7-9 图示了在 BDC 位置附近的压缩活塞 42 和远离 BDC 向 TDC 移动的动力活塞 36。曲轴 28 的转动方向 (图 8 和图 9) 与压缩活塞 42 和动力活塞 36 的相对运动 (图 7 和图 9) 由附图中与它们相对应的部件相关联的箭头表示。

[0043] 动力活塞 36 可以通过相对于曲轴轴线 30 分开 180 度的分离曲柄销 / 轴颈 43 操作性地连接到曲轴 28。配对的动力活塞 36 因此同时到达上死点。同样,压缩活塞 42 可以通过相对于曲轴轴线 30 也分开 180 度的分离曲柄销 / 轴颈 43 操作性地连接到曲轴 28。配对的压缩活塞 42 因此也同时到达上死点。

[0044] 火花塞 (未示出) 也可以延伸到动力气缸 34 中的每一个内,用于通过点火控制 (也未示出) 在精确时间点燃空气 - 燃料装料。应该理解的是如果期望,发动机 22 可以被制成为柴油发动机,并且在不需要火花塞的情况下可以操作。而且,发动机 22 可以被设计成以用于通常的往复式发动机的任何适当的燃料 (如,氢气、天然气或生物柴油) 运转。

[0045] 在使用空气储蓄器 26 的情况下,分开循环发动机 22 可以用作混合动力发动机。压缩气缸 40 则可被可选择性地控制以将压缩活塞 42 置于压缩模式或空转模式。类似地,动力气缸 34 可被选择性地控制以将动力活塞 36 置于动力模式或空转模式。此外,发动机 22 可以在至少三个模式下可运转,所述至少三个模式包括内燃机模式 (ICE)、空气压缩机 (AC) 模式和预压缩空气动力 (PAP) 模式。在 ICE 模式下,压缩活塞 42 和动力活塞 36 处于它们各自的压缩模式和动力模式下,其中,压缩活塞 42 吸入空气并压缩吸入的空气用于在动力气缸 34 中使用,并且压缩空气与燃料一起进入动力气缸 34,在膨胀冲程开始时,燃料在动力活塞 36 的同一膨胀冲程期间被点燃、燃烧和膨胀,从而将动力传递给曲轴 28,并且燃烧产物在排气冲程期间被排放。在 AC 模式下,压缩活塞 42 处于压缩模式下,并且压缩活塞 42 吸入并压缩空气,所述空气存储在空气储蓄器 26 中,如下详细所述的,用于后续使用在动力气缸或其它飞行器部件中。在 PAP 模式下,动力气缸 34 处于动力模式下,并接收来自空气储蓄器 26 的、在动力活塞 36 的膨胀冲程期间被膨胀的压缩空气,从而将动力传递给曲轴 28,并且膨胀空气在排气冲程期间被排放。



[0046] 可选择地,在 PAP 模式下,燃料在膨胀冲程开始时与压缩空气混合,并且混合物可以在动力活塞 36 的同一膨胀冲程期间被点燃、燃烧并膨胀,从而将动力传递给曲轴 28,并且燃烧产物可以在排气冲程期间被排放。可选地,在 PAP 模式下,进入动力气缸 34 的压缩空气可以在不添加燃料或没有开始燃烧的情况下被膨胀。

[0047] 过量的压缩空气,即,在动力气缸 34 中没有用于燃烧的空气经由储蓄器通路 54 从压力室 50 传送给空气存储箱(一个或多个)26。存储的压缩空气可以用于各种应用。这些应用可以包括但不限于:a) 代替电启动器启动发动机;b) 舱室增压;c) 在受压飞行器中给可充气门密封件充气;d) 通过致动制动靴和/或通过受压空气相对旋转轮子的主动阻力制动轮子;e) 在没有将燃料注入到发动机内(见上面的 PAP 模式)的情况下转动螺旋桨,用于滑行短距离;f) 在没有启动发动机和没有使螺旋桨旋转(允许安全滑行)的情况下驱动飞行器的轮子,以使飞行器滑行;g) 在着陆之前,向上旋转飞行器的轮子,因此在着陆期间当轮胎接触地面时它们没有受到很多摩擦破损;h) 除了飞行器的传统制动之外,在飞行器的轮子上提供用于快速停止的制动力;i) 当压缩气缸在空转模式(见上面的 PAP 模式)下时利用压缩空气使发动机运转;j) 操作使用陀螺仪的飞行仪器;k) 在燃料泵发生故障时提供燃料压力;l) 致动飞行控制和着陆装置,例如,空气压力调节阀可以用于在控制表面上提供精细调整的平衡压力,并且可以操作前缘缝翼;m) 从飞行器的机翼除冰;n) 给用于防坠毁装置的安全气囊充气;o) 代替火箭发动机打开整个飞行器降落伞回收系统的整个飞行器回收降落伞;p) 操作紧急疏散滑槽;q) 配置来自于特殊飞行器使用的杀虫剂、阻燃剂、闪光、军需品、和其它物品;r) 从水陆两用飞行器的飞行器浮子和机身喷射水;以及 s) 从机翼的顶部中的孔排放空气,以模拟在慢速下漩涡发生器的作用。

[0048] 可选择地,发动机 22 也可以在至少第四模式(这里被指定为高动力(HP)模式)下可运转。在 HP 模式下,压缩气缸 40 可选择地被控制,以实际上作为具有代替进气冲程和压缩冲程的膨胀冲程和排气冲程的附加动力气缸而运转。

[0049] 在 HP 模式期间,没有外界空气通过吸气阀 52 吸入到压缩气缸 40 内。而是,压缩气缸 40 和动力气缸 36 都从空气储蓄器 26 接收压缩空气,所述压缩空气在压缩气缸和动力气缸的各自膨胀冲程期间被膨胀,并在它们各自的排气冲程期间被排放。

[0050] 在 HP 模式的一种优选实施例中,在通过在没有燃烧的情况下膨胀来自空气储蓄器 26 的空气的过程压缩活塞 42 将动力传递给曲轴 28 的同时,通过燃烧过程动力活塞 36 将动力传递给曲轴 28。即,在动力气缸 34 中,在膨胀冲程开始时,燃料与压缩空气混合,混合物在动力气缸 34 的同一膨胀冲程期间点燃、燃烧和膨胀。同时,在压缩气缸 40 中,进入压缩气缸 40 内的压缩空气在不需要添加燃料或没有开始燃烧的情况下在压缩气缸 40 的膨胀冲程期间膨胀。

[0051] 使发动机 22 在 HP 模式下运转将可用于飞行器的动力冲程的数量增加了一倍,只要空气储蓄器 26 保持有足够的空气压力以保持 HP 模式。此模式在临界短期运转期间(如增加海拔以飞过山或迅速加速到用于起飞的高速)对于增加动力给飞行器是有用的。而且,空气储蓄器可以在地面上通过外部压缩机过增压,以能够使发动机 22 在起飞期间在 HP 模式下运转更长的时间周期。

[0052] 回到图 10-12,在本发明可选的实施例中,分开循环发动机 122 可以是径向型分开循环发动机。分开循环星形发动机 122 包括可绕曲轴轴线 130 转动的曲轴 128。发动机 122

具有动力组 132,所述动力组包括绕曲轴 128 径向设置的多个动力气缸 134。动力活塞 136 可滑动地容纳在每一个动力气缸 134 内,并操作性地连接到曲轴 128,使得每一个动力活塞 136 通过在曲轴 128 的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。压缩组 138 轴向邻近动力组 132。压缩组 138 包括多个压缩气缸 140,所述压缩气缸绕曲轴 128 径向设置,并在数量上等于动力气缸 134 的数量。压缩活塞 142 可滑动地容纳在每一个压缩气缸 140 内,并操作性地连接到曲轴 128,使得每一个压缩活塞 142 通过在曲轴 128 的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。每一个压缩气缸 140 与相关联的动力气缸 134 配对。每一个压缩气缸 140 和动力气缸 134 对包括相互连接所述一对压缩气缸 140 和动力气缸 134 的气体跨接通道 144。气体跨接通道 144 包括在其之间限定压力室 150 的进气阀 146 和排气阀 148。阀 152 还被设置成控制流进压缩气缸 140 和流出动力气缸 134 的气体流。阀 144、146、152 可以是止回阀、提升阀、或任何其它适当的阀。阀 144、146、152 可以被凸轮致动、电气致动、气动致动、或液压致动。空气储蓄器 126 在每一个压力室 150 的进气阀 146 与排气阀 148 之间的位置处可以通过的储蓄器通道 154 操作性地连接到压力室 150。空气储蓄器 126 可选择性地操作以接收并输送压缩空气。

[0053] 动力组 132 可以设置在压缩组 138 的前面,以便于在发动机运转期间更热的动力组 132 的空气冷却。压缩组 138 的压缩气缸 140 可以相对于动力组 132 的动力气缸 134 转动。换句话说,压缩气缸 140 不直接与动力气缸 134 成直线,而是可以基本相对于曲轴 128 转动一小角度,从而增加压缩气缸 140 上的空气流。此外,每一个压缩气缸 140 的纵向轴线 156 可以与曲轴 128 的转动轴线 130 偏离。类似地,每一个动力气缸 134 的纵向轴线 156 也可以与曲轴 128 的转动轴线 130 偏离。压缩气缸 140 比动力气缸 134 具有更大的直径,从而允许更大体积的吸入空气。压缩活塞 142 也可以比动力活塞 136 具有更短的冲程。

[0054] 动力活塞 136 中的一个可以通过第一固定主杆 (master rod) 158 操作性地连接到曲轴 128,而动力活塞 136 中剩余的可以通过致动杆 160 操作性地连接到第一主杆 158。第一主杆 158 在一端处具有毂 161 (因此所述第一主杆固定到毂 161)。致动杆 160 通过关节销或其它合适的装置枢转地连接到毂。类似地,压缩活塞 142 中的一个可以通过第二固定主杆 162 操作性地连接到曲轴 128,而压缩活塞 142 中剩余的可以通过致动杆 164 操作性地连接到第二主杆 162。第二主杆在一端处具有毂 166 (因此所述第二主杆固定到毂 166)。致动杆 164 通过关节销或其它合适的枢转连接装置枢转地连接到毂 166。然而,应该理解的是,动力活塞和压缩活塞可以通过其它机械装置操作性地连接到曲轴。

[0055] 分开循环星形发动机 122 可以包括 3-9 个动力气缸和相等数量的压缩气缸。在图中所示的实施例,发动机 122 具有五个动力气缸 134 和五个压缩气缸 140。然而,应该理解的是分开循环星形发动机不限于任何具体数量的动力气缸和压缩气缸,只要动力气缸与压缩气缸的数量相等,并且具有至少三个动力气缸和三个压缩气缸。

[0056] 如果期望额外的动力,分开循环星形发动机 122 也可以可选择地包括第二动力组和轴向邻近第二动力组的第二压缩组,所述动力组具有绕曲轴径向设置的多个动力气缸,而所述压缩组包括绕曲轴径向设置并在数量上等于动力气缸的数量的压缩气缸。第二动力组可以以四个组成行对齐的这样的方式轴向邻近第一压缩组。动力活塞可滑动地容纳在第二动力组的每一个动力气缸内,并操作性地连接到曲轴,使得每一个动力活塞通过在曲轴的一个转动期间的膨胀冲程和排气冲程而往复运动。同样,压缩活塞可滑动地容纳在每一

个压缩气缸内,并操作性地连接到曲轴,使得每一个压缩活塞通过在曲轴的一个转动期间的进气冲程和压缩冲程而往复运动。第二压缩组的每一个压缩气缸与第二动力组的相关联的动力气缸配对。第二压缩组和第二动力组中的每一个压缩气缸和动力气缸对包括相互连接所述一对压缩气缸和动力气缸的气体跨接通道。气体跨接通道包括在其之间限定压力室的进气阀和排气阀。阀还控制流进第二压缩组的压缩气缸和流出第二动力组的动力气缸的气体流。应该理解的是,分开循环星形发动机 122 可以具有任何数量的组,只要动力组与压缩组的数量相等。

[0057] 压缩活塞 142 稍微滞后(曲柄角度转动的度数)于动力活塞 136。在发动机的运转期间,当压缩活塞 142 到达上死定点(TDC)时,动力活塞 136 已经达到 TDC 并且已经开始动力冲程。在与动力气缸 134 相关联的动力活塞 136 已经到到达其上死点位置后,燃料在 5-40 度曲柄角度(ATDC 度)的范围内在每一个动力气缸 134 内被点燃。优选地,燃料在 10-30 度 ATDC 范围内在每一个动力气缸 134 内被点燃。动力气缸 134 可以被布置成当曲轴转动时顺序点火。此外,曲轴 128 每回转一次,每一个动力气缸 134 点火一次。这与传统的四冲程星形发动机相反,在所述传统的四冲程星形发动机中,当曲轴转动时,每隔一个气缸点火,使得对于曲轴的每两个回转来说,每一个气缸点火一次。曲轴 128 的转动方向由图 10-12 中与曲轴相关联的箭头表示。

[0058] 可以设置具有延伸到动力气缸 134 中的每一个中的电极的火花塞 168,用于通过点燃控制器(未示出)在精确时间点燃加载的空气-燃料混合物。应该理解的是,如果期望,发动机 122 可以被制造为柴油发动机,并且在没有火花塞的情况下可以被操作。

[0059] 虽然已经参照具体实施例说明了本发明,但是应该理解的是在不脱离所述本发明的概念的精神和保护范围的情况下可以进行大量改变。因此,目的不是将本发明限于所述实施例,而是使本发明具有由以下权利要求的语言限定的全部保护范围。

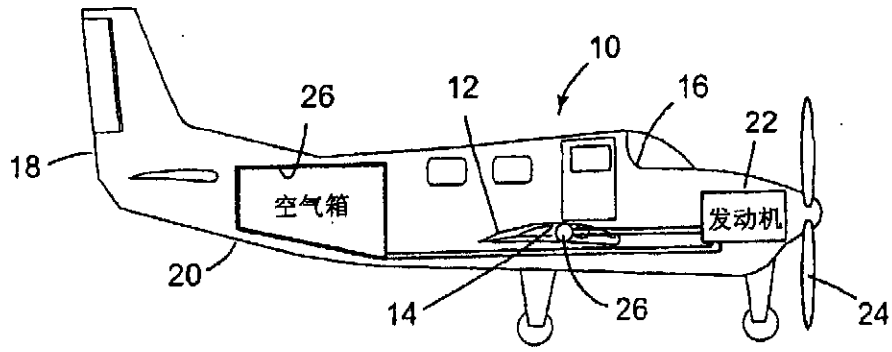


图 1

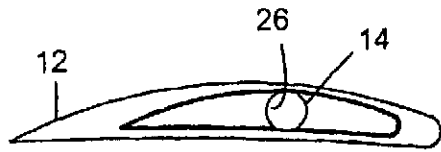


图 3

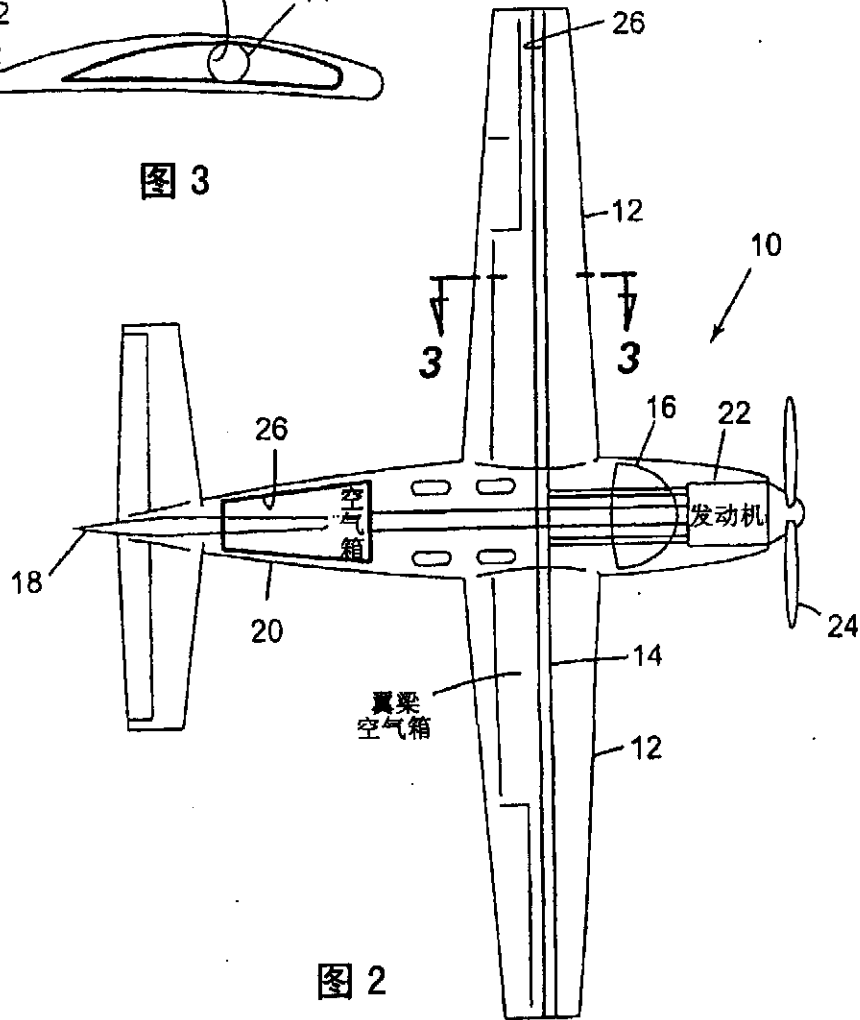


图 2

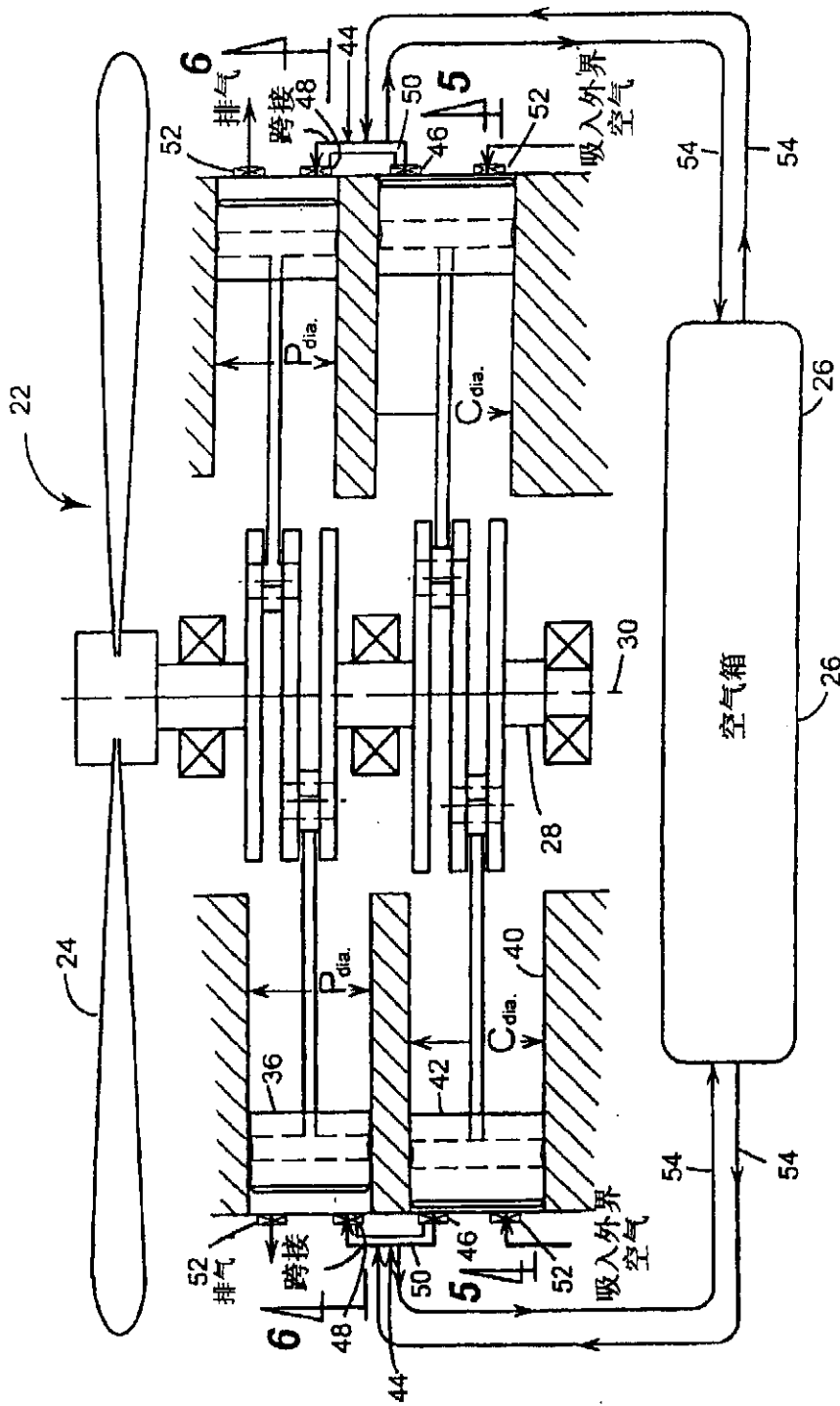


图 4

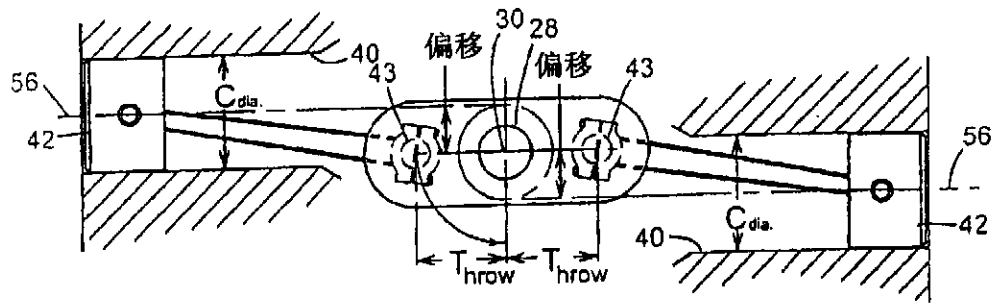


图 5

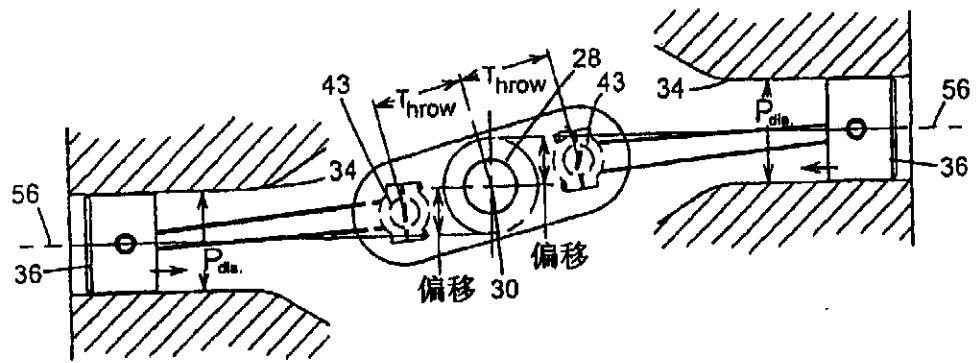


图 6

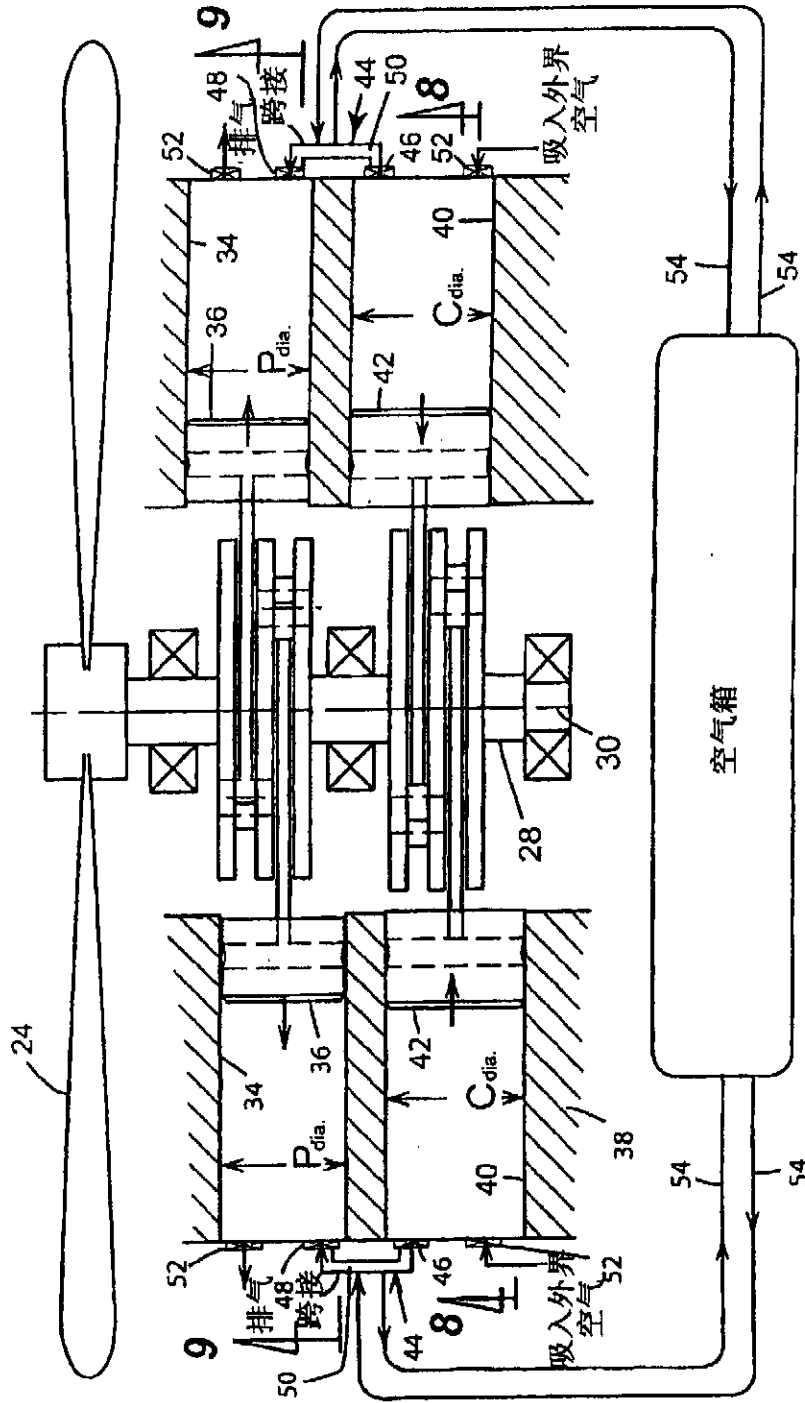


图 7

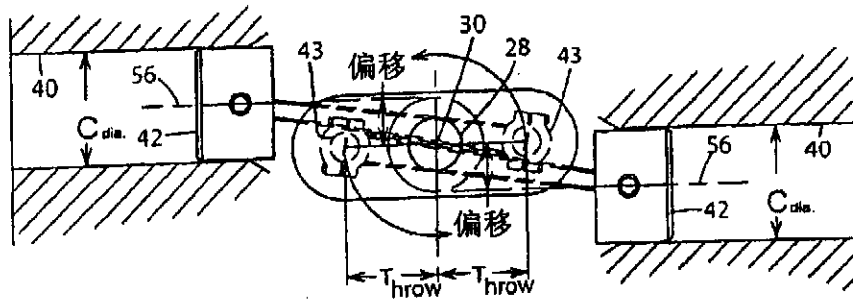


图 8

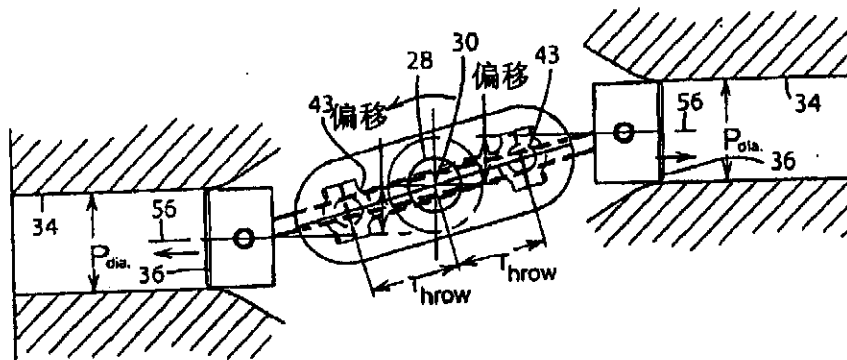


图 9





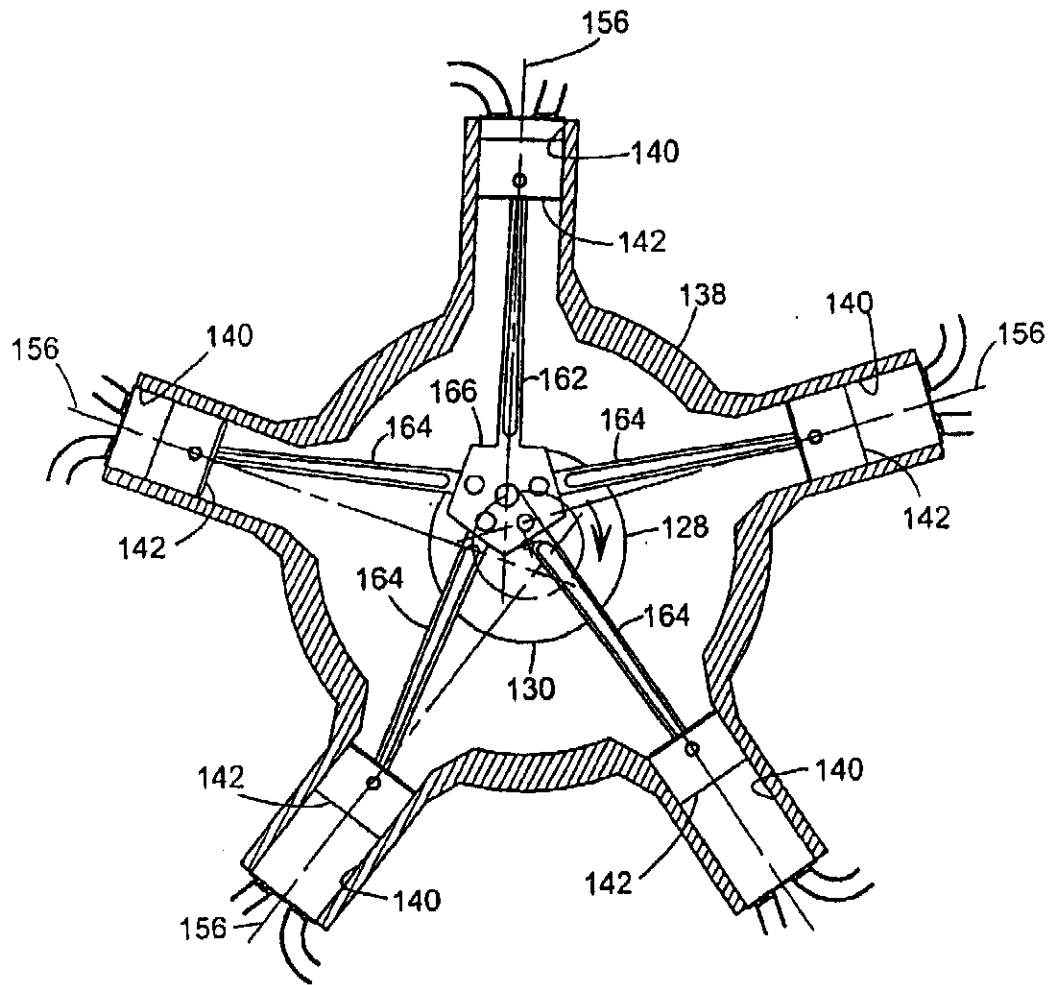


图 11

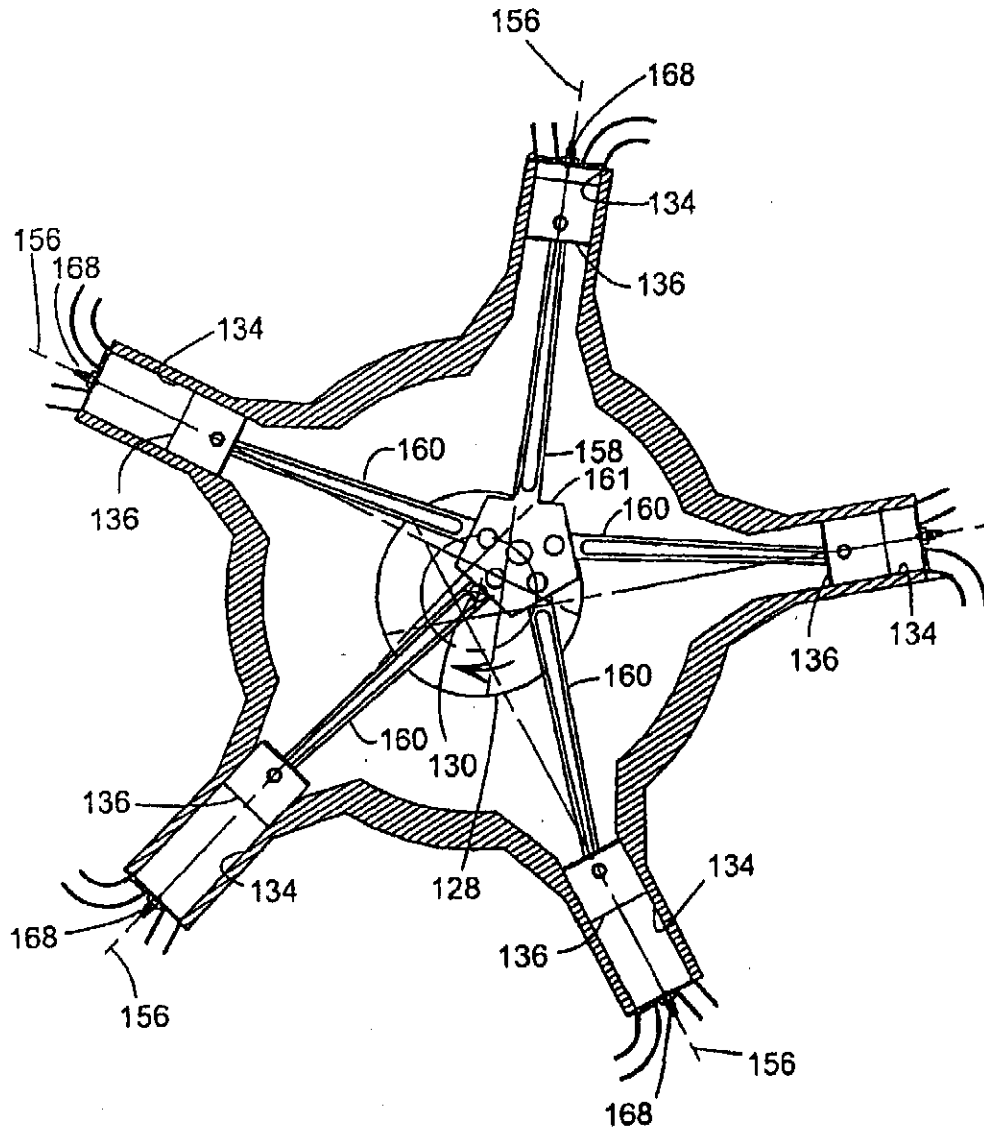


图 12