

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

F02K 9/60 (2006.01)

F02K 9/46 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200510055037.5

[45] 授权公告日 2008年9月10日

[11] 授权公告号 CN 100417801C

[22] 申请日 2000.3.10

[21] 申请号 200510055037.5

分案原申请号 00804809.6

[30] 优先权

[32] 1999.3.10 [33] US [31] 60/123,621

[73] 专利权人 威廉国际有限责任公司

地址 美国密执安州

[72] 发明人 理查德·D·斯蒂芬斯

小罗伯特·S·汤普森

吉多·J·德菲尔 约翰·F·琼斯

迪安·S·马斯格雷夫

格雷格·G·威廉

[56] 参考文献

US2637973 1953.5.12

US3440821 1969.4.29

US3307359 1967.3.7

US3408817 1968.11.5

审查员 张 炜

[74] 专利代理机构 中原信达知识产权代理有限责
任公司

代理人 田军锋 车 文

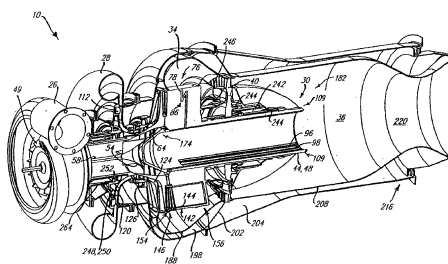
权利要求书6页 说明书19页 附图5页

[54] 发明名称

火箭发动机

[57] 摘要

一种火箭发动机(10)，包含用以将相应的燃料(20)和氧化剂(18)推进剂组分喷入第一燃烧室(34)的第一(76)和第二(142)旋转喷嘴，并且从第一燃烧室(34)出来的排放流(38)驱动用以使旋转喷嘴(76, 142)旋转的涡轮(40)。第一燃烧室(34)里的混合物优选地富含燃料从而降低相关的燃烧温度，以及在第二燃烧室(36)里该富含燃料的排放流与由第三旋转喷嘴(182)喷入的辅助氧化剂混合，从而形成适于推进的高温排放流(214)。旋转喷嘴(76, 142, 182)附设有环形压力挡料圈(86, 146, 174)以将低压推进剂供给源(22', 24')与对应的燃烧室(34, 36)的相对高压分隔开。一部分从第一燃烧室(34)出来的富含燃料的排放流流向围绕燃烧室(34, 36)的环形通道(198, 204)以向第二燃烧室(36)的表面(218)提供出流冷却。



1. 一种火箭发动机，包括：
 - a. 一个第一燃烧室，包含
 - I. 一个出口；以及
 - II. 含有至少一个第一排放孔的第一燃烧室衬套；以及
 - b. 至少部分围绕所述第一燃烧室衬套的一个第一环形通道；
 - c. 与所述第一燃烧室的所述出口流体连通的第二燃烧室，其中，所述第二燃烧室包含设有至少一个第二排放孔的第二燃烧室衬套；以及
 - d. 至少部分围绕所述第二燃烧室衬套的一个第二环形通道，其中，所述第二环形通道与所述第一环形通道流体连通，从而运行时，所述第一燃烧室生成排放流，所述排放流的第一部分流经所述至少一个第一排放孔，流经所述第一和第二环形通道，流经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室以对所述第二燃烧室衬套进行出流冷却。

2. 如权利要求 1 所述火箭发动机，其特征在于，在所述第一和第二燃烧室之间还包括一个流体节流阀，其中，当运行时，来自所述第一燃烧室的所述排放流的第二部分通过所述流体节流阀流入所述第二燃烧室，从而所述第一燃烧室在所述至少一个第一排放孔处的压力比所述第二燃烧室在所述至少一个第二排放孔处的压力要高。

3. 如权利要求 2 所述火箭发动机，其特征在于，所述流体节流阀包含一个设有一个入口和一个出口的涡轮，所述入口与所述第一燃烧室的所述出口流体连通，以及所述第二燃烧室与所述涡轮的所述出口流体连通，从而所述涡轮由来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第二部分的至少一部分驱动。

4. 如权利要求 1 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第

一推进剂组分的供给源，其中，所述第一推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室及所述第一环形通道流体连通，从而当运行时，所述第一推进剂组分的一部分流入所述第一环形通道，流入所述第二环形通道，途经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室以对所述第二燃烧室衬套进行出流冷却。

5. 如权利要求 2 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第一推进剂组分的供给源，其中，所述第一推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室及所述第一环形通道流体连通，从而当运行时，所述第一推进剂组分的一部分流入所述第一环形通道，流入所述第二环形通道，途经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室从而对所述第二燃烧室衬套提供出流冷却。

6. 如权利要求 3 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第一推进剂组分的供给源，其中，所述第一推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室及所述第一环形通道流体连通，从而当运行时，所述第一推进剂组分的一部分流入所述第一环形通道，流入所述第二环形通道，途经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室从而对所述第二燃烧室衬套提供出流冷却。

7. 如权利要求 4 所述火箭发动机，其特征在于，所述第一推进剂组分含有燃料。

8. 如权利要求 1 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分的其余第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

9. 如权利要求 8 所述火箭发动机，其特征在于，所述第二推进剂组分含有氧化剂。

10. 如权利要求 8 所述火箭发动机，其特征在于，所述第一燃烧室里的所述第一和第二推进剂组分比对照化学计量比例更富含燃料。

11. 如权利要求 8 所述火箭发动机，其特征在于，所述第二推进剂组分的所述第二部分流入所述第二燃烧室于所述第二燃烧室的中间位置，从而通过选自来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第二部分的第二部分，以及来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分的排放流，来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第二部分的第一部分的燃烧与所述第二燃烧室衬套分隔开。

12. 如权利要求 11 所述火箭发动机，其特征在于，所述中间位置贴近于流经所述第二燃烧室的流体的中心轴线。

13. 如权利要求 4 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分其余的第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

14. 如权利要求 5 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分其余的第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

15. 如权利要求 6 所述火箭发动机，其特征在于，还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分的其余第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

16. 如权利要求 13 所述火箭发动机，其特征在于，所述第一推进剂组分含有燃料以及所述第二推进剂组分含有氧化剂。

17. 一种冷却火箭发动机的方法，包括：

- a. 通过不完全燃烧一组推进剂组分在所述第一燃烧室里生成排放流，其中，所述第一燃烧室含有一个设有至少一个第一排放孔的第一燃烧室衬套，所述至少一个第一排放孔与所述第一燃烧室衬套外部第一区域流体连通；
- b. 将来自所述第一燃烧室的所述排放流的第一部分排入第二燃烧室，其中，所述第二燃烧室含有一个第二燃烧室衬套，所述第一燃烧室衬套外部第一区域与所述第二燃烧室衬套的外部第二区域流体连通，所述第二燃烧室衬套在所述第二区域和所述第二燃烧室之间含有至少一个第二排放孔；
以及
- c. 排放来自所述第一燃烧室的所述排放流的第二部分流经所述至少一个第一排放孔，流经所述第一区域并流过所述第一燃烧室衬套至少一部分的外部，流经所述第二区域并流过所述第二燃烧室衬套至少一部分的外部，从而对所述第二燃烧室衬套提供出流冷却。

18. 如权利要求 17 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述一组推进剂组分同心地排入所述第一燃烧室。

19. 如权利要求 17 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分通过一个流体节流阀流入所述第二燃烧室，从而所述第一燃烧室在所述至少一个第一排放孔处的压力比所述第二燃烧室在所述第二排放孔处的压力要高。

20. 如权利要求 19 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述流体节流阀含有一个涡轮。

21. 如权利要求 17 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

22. 如权利要求 17 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述一组推进剂组分含有燃料和氧化剂，以及所述第一燃烧室里的所述燃料和所述氧化剂的比例对照化学计量比例更富含燃料。

23. 如权利要求 22 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述燃料的第一部分排入所述第一燃烧室，以及所述燃料的第二部分排入所述第一燃烧室衬套外部所述第一区域。

24. 如权利要求 22 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述氧化剂的第一部分排入所述第一燃烧室以及所述氧化剂的第二部分排入所述第二燃烧室。

25. 如权利要求 24 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述氧化剂的所述第二部分同心地排入所述第二燃烧室。

26. 如权利要求 24 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，所述氧化剂的所述第二部分在所述第二燃烧室里的中间位置排放。

27. 如权利要求 26 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，

所述中间位置贴近于流经所述第二燃烧室的流体的中心轴线。

28. 如权利要求 24 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，还包括通过将所述氧化剂的所述第二部分排入第二燃烧室里的所述操作来改变排入所述第二燃烧室的来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分的至少一种特性，其中，所述至少一种特性选自流动模式和混合模式。

29. 如权利要求 17 所述冷却火箭发动机的方法，其特征在于，还包括通过将所述排放流的所述第二部分通过所述至少一个第二排放孔排入第二燃烧室里的所述操作来改善排入第二燃烧室的来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分的至少一种特性，其中，所述至少一种特性选自流动模式和混合模式。

火箭发动机

技术领域

本发明一般地涉及一种用流体燃料推进的火箭发动机，以及更具体地涉及一种将用以泵送流体燃料的涡轮机构和火箭主燃烧室集成为单一部件的火箭发动机。

发明背景

流体燃料的火箭发动机，例如在美国专利 4,879,874、4,901,525 和 5,267,437 中所述，通常采用不同于火箭主喷嘴的涡轮机构将流体燃料在其被注入火箭主喷嘴之前增压和/或气化。此外，一个或几个燃料成分可以通过一个附带的管路使火箭主喷嘴降温。因而，这样的系统通常成本高并且复杂，而复杂性的增加势必降低可靠性。

美国专利 3,541,793 和 3,577,735 披露了一种涡轮火箭发动机，其中液体燃料由将液体燃料和液体氧化剂增压的相应的泵加压。其中的一个燃料成分首先在燃烧室外壁排放以达到冷却的目的，然后进入预燃室。其他燃料成分一部分排放在预燃室，以及其余部分排入主燃烧室。从预燃室流出的燃料驱动涡轮，涡轮又接着驱动相应的泵。燃料流随后进入主燃烧室。排放喷嘴相对于各自对应的燃烧室静止，从而使得在预燃室里有温度差而不是使涡轮受压力。另外，利用液体燃料冷却主燃烧室增加了成本、复杂性和重量。

美国专利 4,769,996 和 4,870,825 披露了一种设置有旋转压力阱的液体燃料旋转喷射系统，但是这些系统合并在使用气态氧化剂的涡轮发动机内。这些专利中都没有说明用以旋转喷射燃料和氧化剂成分的涡轮火箭发动发动机。

美国专利 5,323,602 披露了一种针对采用空气做冷却介质的气体燃料涡轮发动机的出流冷却系统。这一专利没有说明涡轮火箭发动机，也没有讲用预燃室的燃气外流冷却主燃烧室。

发明内容

本发明通过提供一种涡轮火箭发动机克服了上述问题，该涡轮火箭发动机将通常与火箭推进主燃烧室相关的功能部件和通常与液体燃料火箭发动机使用的涡轮泵相关涡轮机集成为单一部件，从而去掉了通常与液体燃料火箭发动机相关大部分管路和冷却管。这样得到一个比在先技术的液体燃料火箭发动机成本低和重量轻的推进系统。

高压罐里的液体燃料和液体氧化剂以相对较低的压力提供给由压缩比相对较低的涡轮驱动的转子系统里的各个独立的部分，该转子系统由相对高的燃料/氧化剂比运行的预燃室所产生的燃烧排放流驱动，相对高的燃料/氧化剂比是为使不完全燃烧的排放流的温度可以被涡轮承受。液体燃料和液体氧化剂的流量比例通过独立的节流控制阀以相对较低的供给压控制，这样就可以提供花费少且更可靠的改进的控制方法。合并转子系统中的旋转压力阱将各个节流控制阀的相对低压的出口与预燃室及主燃烧室的相对高压隔离开。

转子系统通过一个离心泵装置向液体燃料和液体氧化剂传送旋转动能和离心力。离心泵装置包括设置在一空心轴外壁内表面上的一个或几个纵向肋板或叶片，上面有一个或更多的与位于相邻的肋板或叶片之间形成的一个或多个相关的凹槽结合的排放孔。通常沿排放孔的压降相对很小，并且在正常运转过程中排放孔不必充入流体。此外，尽管凹槽和排放孔之间通常具有一一对应的关系，但由于受机械平衡的约束，可能有一个以上的排放孔，或者没有排放孔与某个特定凹槽连通。还有，尽管排放孔通常具有统一的尺寸和方向，但由于受机械平衡的约束，不同的排放孔可能会有不同的尺寸和方向。液体由肋板或叶片旋转并通过排放孔离心地加速，这向喷射的液体传递基本上径

向的和圆周的速度，从而提供完全混合和分布。本发明所述离心泵装置不象许多现有的离心泵，不含将动能转换回压能的扩压器。所有液体燃料和一些液体氧化剂通过旋转喷射进入预燃室，然后混合、气化、以及在预燃室里不完全燃烧。预燃室里排放流的温度由相关的燃料/氧化剂混合比例控制。旋转喷射过程使得预燃室环形燃烧区里的温度分布更加均匀，从而确保涡轮以接近依从于材料的最高运转温度运行。

液体燃料和液体氧化剂都被离心地泵送。因此，转子系统含有同轴的空心部分，液体氧化剂从空心主轴的中心泵吸并经此空心部分传送，以及液体燃料从与空心部分同心的环形腔室里泵送。离心泵元部件，包括肋板/叶片和排放孔，其布局 and 尺寸设置为可以不破坏转子系统的机械平衡。但是，肋板/叶片和/或排放孔按照此约束可以不以均匀的间隔布置。

预燃室的一部分排放流经预燃室管线引导，途经主燃烧室管线外部，并通过出流冷却洞进入主燃烧室以便利用出流冷却来冷却主燃烧室。一部分燃料，液态的或气态的，也沿预燃室管线引导用以冷却预燃室，然后与用以冷却主燃烧室管线的排放流汇合。此外，出流冷却气一部分可排放在主燃烧室以便对收敛/扩散喷嘴提供边界层冷却。

传送到预燃室和主燃烧室的液体氧化剂的相对量由主转子系统里的液体氧化剂分配系统的结构设定。液体氧化剂泵的排放在其出口处分叉，将小部分的排放流送入将氧化剂传送到预燃室的旋转喷射装置。旋转喷射装置含有一个环形压力挡料圈，将预燃室压力隔离于主燃烧室压力，从而防止预燃室气体经旋转喷射装置在二者之间流运。一部分液体燃料也被送入一个几乎同处一个轴向平面的类似旋转喷射装置，从而当这两种液体从空心轴系统出来后被混合及雾化。在混合及雾化的同时混合物进行燃烧。另外的液体燃料喷入预燃室以帮助混合以及控制混合比以便当气体送达涡轮时达到适当的温度。因此，燃料/氧化剂混合比例应当在预燃室的某个区域加以控制，从而可以得到改

进的燃烧特性。

点火器，例如高温喷灯，用来启动预燃室里的燃烧，随后燃烧连续不断并且自身维持。预燃室里的燃烧热量将喷入的液体燃料和液体氧化剂，包括所有用以冷却预燃室和/或主燃烧室管线的液体燃料气化。

大部分预燃室排放流在驱动涡轮后直接流入主燃烧室。这些排放流以及用以冷却预燃室和/或主燃烧室管线的气体与经由连接泵和涡轮的空心轴的中心传送的其余液体氧化剂汇合并燃烧，并当通过离心泵装置离开空心轴后利用旋转喷射装置直接喷入主燃烧室。这一高速的旋转喷射雾化液态氧化剂，液态氧化剂迅速气化并完成从涡轮进入主燃烧室的高热燃料气体的燃烧。暴露于主燃烧室高温燃烧气的空心轴端部可以由从那里发出的气态氧化剂的排放为之提供冷却或通风。空心轴端部还可以或可选地抛光或覆上涂层以提供对高温燃烧气的热绝缘。最终的或总说的燃料/氧化剂混合比按照特定的目标函数可以调整，例如由于受相关燃料罐相对尺寸的约束的最大推压力。

根据本发明的第一方面，提供一种火箭发动机，包括：

- a. 一个第一燃烧室，包含
 - I. 一个出口；以及
 - II. 含有至少一个第一排放孔的第一燃烧室衬套；以及
- b. 至少部分围绕所述第一燃烧室衬套的一个第一环形通道；
- c. 与所述第一燃烧室的所述出口流体连通的第二燃烧室，其中，所述第二燃烧室包含设有至少一个第二排放孔的第二燃烧室衬套；以及
- d. 至少部分围绕所述第二燃烧室衬套的一个第二环形通道，其中，所述第二环形通道与所述第一环形通道流体连通，从而运行时，所述第一燃烧室生成排放流，所述排放流的第一部分流经所述至少一个第一排放孔，流经所述第一和第二环形通道，流经所述至少一个第二排放孔，以及排入

所述第二燃烧室以对所述第二燃烧室衬套进行出流冷却。

优选地，在所述第一和第二燃烧室之间还包括一个流体节流阀，其中，当运行时，来自所述第一燃烧室的所述排放流的第二部分通过所述流体节流阀流入所述第二燃烧室，从而所述第一燃烧室在所述至少一个第一排放孔处的压力比所述第二燃烧室在所述至少一个第二排放孔处的压力要高。

优选地，所述流体节流阀包含一个设有一个入口和一个出口的涡轮，所述入口与所述第一燃烧室的所述出口流体连通，以及所述第二燃烧室与所述涡轮的所述出口流体连通，从而所述涡轮由来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第二部分的至少一部分驱动。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第一推进剂组分的供给源，其中，所述第一推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室及所述第一环形通道流体连通，从而当运行时，所述第一推进剂组分的一部分流入所述第一环形通道，流入所述第二环形通道，途经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室以对所述第二燃烧室衬套进行出流冷却。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第一推进剂组分的供给源，其中，所述第一推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室及所述第一环形通道流体连通，从而当运行时，所述第一推进剂组分的一部分流入所述第一环形通道，流入所述第二环形通道，途经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室从而对所述第二燃烧室衬套提供出流冷却。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第一推进剂组分的供给源，其中，所述第一推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室及所述第一环形通道流体连通，从而当运行时，所述第一推进剂组分的一部分

流入所述第一环形通道，流入所述第二环形通道，途经所述至少一个第二排放孔，以及排入所述第二燃烧室从而对所述第二燃烧室衬套提供出流冷却。

优选地，所述第一推进剂组分含有燃料。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分的其余第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

优选地，所述第二推进剂组分含有氧化剂。

优选地，所述第一燃烧室里的所述第一和第二推进剂组分比对照化学计量比例更富含燃料。

优选地，所述第二推进剂组分的所述第二部分流入所述第二燃烧室于所述第二燃烧室的中间位置，从而通过选自来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第二部分的第二部分，以及来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分的排放流，来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第二部分的第一部分的燃烧与所述第二燃烧室衬套分隔开。

优选地，所述中间位置贴近于流经所述第二燃烧室的流体的中心轴线。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，

以及所述第二推进剂组分其余的第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分其余的第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

优选地，所述火箭发动机还包括一个第二推进剂组分的供给源，其中，所述第二推进剂组分的所述供给源与所述第一燃烧室流体连通，从而当运行时，所述第二推进剂组分的第一部分流入所述第一燃烧室，以及所述第二推进剂组分的其余第二部分排入所述第二燃烧室，其中，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

优选地，所述第一推进剂组分含有燃料以及所述第二推进剂组分含有氧化剂。

根据本发明的第二方面，提供一种冷却火箭发动机的方法，包括：

- a. 通过不完全燃烧一组推进剂组分在所述第一燃烧室里生成排放流，其中，所述第一燃烧室含有一个设有至少一个第一排放孔的第一燃烧室衬套，所述至少一个第一排放孔与所述第一燃烧室衬套外部第一区域流体连通；
- b. 将来自所述第一燃烧室的所述排放流的第一部分排入第二燃烧室，其中，所述第二燃烧室含有一个第二燃烧室衬套，所述第一燃烧室衬套外部第一区域与所述第二燃烧室衬套的外部第二区域流体连通，所述第二燃烧室衬套在所述第二区域和所述第二燃烧室之间含有至少一个第二排放孔；
以及
- c. 排放来自所述第一燃烧室的所述排放流的第二部分流经所

述至少一个第一排放孔，流经所述第一区域并流过所述第一燃烧室衬套至少一部分的外部，流经所述第二区域并流过所述第二燃烧室衬套至少一部分的外部，从而对所述第二燃烧室衬套提供出流冷却。

优选地，所述一组推进剂组分同心地排入所述第一燃烧室。

优选地，来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分通过一个流体节流阀流入所述第二燃烧室，从而所述第一燃烧室在所述至少一个第一排放孔处的压力比所述第二燃烧室在所述第二排放孔处的压力要高。

优选地，所述流体节流阀含有一个涡轮。

优选地，所述第一燃烧室里的燃烧温度比所述第二燃烧室里的燃烧温度要低。

优选地，所述一组推进剂组分含有燃料和氧化剂，以及所述第一燃烧室里的所述燃料和所述氧化剂的比例对照化学计量比例更富含燃料。

优选地，所述燃料的第一部分排入所述第一燃烧室，以及所述燃料的第二部分排入所述第一燃烧室衬套外部所述第一区域。

优选地，所述氧化剂的第一部分排入所述第一燃烧室以及所述氧化剂的第二部分排入所述第二燃烧室。

优选地，所述氧化剂的所述第二部分同心地排入所述第二燃烧室。

优选地，所述氧化剂的所述第二部分在所述第二燃烧室里的中间

位置排放。

优选地，所述中间位置贴近于流经所述第二燃烧室的流体的中心轴线。

优选地，所述冷却火箭发动机的方法还包括通过将所述氧化剂的所述第二部分排入第二燃烧室里的所述操作来改变排入所述第二燃烧室的来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分的至少一种特性，其中，所述至少一种特性选自流动模式和混合模式。

优选地，所述冷却火箭发动机的方法还包括通过将所述排放流的所述第二部分通过所述至少一个第二排放孔排入第二燃烧室里的所述操作来改善排入第二燃烧室的来自所述第一燃烧室的所述排放流的所述第一部分的至少一种特性，其中，所述至少一种特性选自流动模式和混合模式。

本发明可选地可以包含有一个经向泵或轴向泵安装在空心轴外部，预燃室前面，用以向火箭发动机泵送和喷射液体燃料。此外，液体氧化剂泵可以设置在液体氧化剂在预燃室和主燃烧室之间分流外位置的下游部位。

因此，本发明的一个目的是提供一种低成本的火箭发动机。

本发明的另一个目的在于提供具有可靠性提高的火箭发动机。

根据这些目的，本发明的一个特征在于燃料和氧化剂均以液态喷入相应的燃烧室。

本发明的另一个特征在于燃料和氧化剂均以低温液态喷入相应的燃烧室。

本发明的另一个特征在于预燃室和主燃烧室之间设置有涡轮的组合结构，其中涡轮驱动泵，泵将所有液体燃料和一部分液体氧化剂喷入预燃室，通过控制燃料/氧化剂混合比例使预燃室排放流温度可以被涡轮承受，以及其余的液体氧化剂与预燃室/涡轮的排放流汇合以较好地全面燃烧。

本发明的另一个特征在于装入用来泵送和喷射液体燃料和液体氧化剂的相应的气化芯体离心泵。

本发明的另一个特征在于液体燃料和液体氧化剂通过旋转喷射喷入相应的燃烧室。

本发明的另一个特征在于装入将液体燃料与燃烧室压力隔离开的环形压力挡料圈合。

本发明的另一个特征在于用出相关压力罐时以相对低的相关馈气压力控制液态燃料和液态氧化剂。

本发明的另一个特征在于利用预燃室排放流来对主燃烧室进行喷放冷却。

本发明特有的特征提供了许多相关联的优点。相对于在先技术，本发明的一个优点在于附接在现有液体燃料火箭发动机上的大量管路和机构可以去除，从而降低成本和提高可靠性。

在参照附图和所附权利要求书阅读下面优选实施例的详细描述后，将会更加全面地了解本发明上述这些以及其他的目的、特征、和优点。由于本说明将描述本发明应用于使用液氢和液氧的液体燃料火箭的实施，可以理解，对于本领域内具有一般专业知识的人来说本发

明还可以应用于任何包含液体燃料和液体氧化剂的双液体燃料的系统中。

附图简介

- 图 1 是本发明所述火箭发动机的等比截面图；
- 图 2a 是本发明所述火箭发动机的第一个截面图；
- 图 2b 是本发明所述火箭发动机的第二个截面图；
- 图 3 是本发明所述转子系统的第一个截面图；
- 图 4 是本发明所述第三空心轴部分截面图；
- 图 5 是本发明所述挡料圈部分截面图；以及
- 图 6 是本发明所述转子系统的第二个截面图。

优选实施例详述

参照图 1、2a 和 2b，具有第一端部 12 和第二端部 14 的火箭发动机 10 将第二端部 14 的推进力对准轴 16 的方向。第一推进剂组分 18' 和第二推进剂组分 20'，例如对应的液氧 18 和液氢 20，从各自的供给源 22' 和 24'，如相应的第一和第二高压罐 22 和 24，通过对应的第一和第二入口 26' 和 28'，例如相应的涡管 26 和 28，进入单个转子系统 30，该转子系统包括用以将液氧 18 和液氢 20 泵送到第一和第二燃烧室 34' 和 36'，例如对应的预燃室 34 和主燃烧室 36 的泵 32。至少一部分由预燃室 34 出口 39 出来的排放流 38 来驱动带动转子系统 30 旋转的涡轮 40。所有的，或者大部分的液氢传送入预燃室 34，但是预燃室 34 只接收足够量的液氧以便将其出流温度提高到涡轮 40 易于承受的水平。涡轮 40 排出的富含氢的排放流 38 以及那些绕过涡轮 40 的氢被送入主燃烧室 36，余下的氧也被注入，从而可以在主燃烧室 36 里提供适合于特定燃料/氧化剂系统的最终燃料/氧化剂混合比，由此，主燃烧室 36 内的燃烧产生通常与火箭关联的甚高温。例如，在一个液氢 (LH₂)/液氧 (LO₂) 系统中，燃料/氧化剂混合比例优选为 5.5 : 1，但也可以是任何能够支持燃烧的公知的混合比或混合比范围。比如，混合比例为 2.8 : 1 (LH₂ : LO₂) 可以达到最大推动力，虽然会带来

需要不希望有的很大的液氢储罐的缺点。

参照图 3，转子系统包含一根轴 44，该轴具有彼此相邻相接且相通的第一和第二空心轴部 46 和 48。第二空心轴部 48 至少有一部分的内径要比第一空心轴部 46 的内径大。液氧 18 从氧罐 22 以大约 30 磅/平方英寸的压力进入火箭发动机 10 第一端部 12 处的输氧涡管 26，途经许多导流叶片 49，然后进入在第一空心轴部 46 的经过第一端部 52 并在其内延伸的静止管 50 里。供给火箭发动机 10 的总氧量由一个构成受控的第一节流阀 56 的可动圆锥节流元件 54 控制，该节流元件形成一个限制从静止管 50 送氧的受控制的第一节流阀 56。圆锥节流元件 54 由杆 58 定位，该杆 58 由火箭发动机 10 第一端部 12 形成的第一控制器 60 致动。

流过第一节流阀 56 的液氧 18 被导入旋转轴 44 第二空心轴部 48 的内部 62，其中设有至少含一个螺纹样叶片的第一诱导叶轮 64 用以为液氧 18 提供结合的轴向加速度和角加速度，从而引导液氧 18 随轴 44 旋转，同时减少诱导过程的机械搅动所导致的加热并引起气化的热量。轴 44 的旋转产生离心力，使得液氧 18 移向轴 44 的内表面 66，并在此使全部气化的氧 68 流向轴 44 的中心 70，这些气化氧通过至少一个排放管 71 排到静止管 50 的外面。因为第一空心轴部 46 的内径比第二空心轴部 48 的内径小，液氧 18 和气化氧 68 的离心分离导致旋转的第一空心轴部 46 充满气化氧 68，气化氧 68 排入一个固定的第一环形排放腔 72，途经出气口 73，并进入一个固定的第二环形排放腔 74，气化氧 68 从这里排出火箭发动机 10。

预燃室 34 里与轴 44 连接，确切地说与第二空心轴部 48 连接的第一旋转喷嘴 76 包含至少一个与入口 80 及预燃室 34 流体连通的第一旋转喷孔 78。入口 80 与输氧涡管 26 流体连通，该涡管 26 通过位于第一和第二空心轴部 46 和 48 相应的内部 82 和 62 里的相关流体通道传送液氧 18。第一旋转喷孔 78 随轴 44 绕其轴线 16 旋转。第一旋转喷嘴

76 还包含至少一个第一环形压力挡料圈 86, 该第一环形压力挡料圈 86 包括具有与沿其中一定长度流体连通的入口 90 和出口 92 的第一流体通道 88。第一流体通道 88 用于在绕旋转轴线 16 旋转时, 使得第一流体通道 88 上任一点的离心加速度能够比入口 90 或出口 92 处的离心加速度都大。

参照图 1 和 4, 第二空心轴部 48 还包括第三空心轴部 94, 第三设有空心轴部 94 里面设有许多纵向肋板 96 和凹槽 98。纵向凹槽 98 构成了介于输氧涡管 26 和第一旋转喷嘴 76 之间的流体通道 100 的一部分。对于均匀尺寸的纵向凹槽 98, 每个纵向凹槽 98 都会从第一诱导叶轮 64 接收等量的液氧 18。但是, 纵向凹槽 98 可以是不均匀尺寸的——在旋转平衡约束下, 从而在各个纵向凹槽 98 里有相应的不同液氧流量。至少有一个第一凹槽 102 与第一旋转喷嘴 76 的入口 80 流体连通。第二空心轴部 48 还包括第四空心轴部 104, 至少有一个第二凹槽 106 从第三空心轴部 94 沿其内部延伸到第四空心轴部 104 里。参照图 5, 那些没有延伸到第四空心轴部 104 里的第一凹槽 102 被介于第三空心轴部 94 和第四空心轴部 104 之间的关联环形挡料段 108 堵塞住。

沿第一凹槽 102 流动的液氧 18 通过相应的第一旋转喷孔 78 排入预燃室 34。沿纵向凹槽 98, 具体地是第二凹槽 106 流动的其余液氧 18 经由相应的第三旋转喷孔 109 排入主燃烧室 36, 其中进入预燃室 34 和主燃烧室 36 的液氧 18 的相对流量在对应的燃烧室里用以控制混合比例, 尤其使预燃室 34 里的混合物浓度比主燃烧室 36 高得多, 并且在比主燃烧室 36 低得多的温度下燃烧。这种设置不需要针对进入预燃室 34 的液氧流进行独立的伺服控制。优选地, 每一个通过第一旋转喷孔 78 排流进入预燃室 34 的纵向凹槽 98, 大约对应有五 (5) 个通过第三旋转喷孔 109 排流进入主燃烧室 36 的纵向凹槽 98。从轴 44 流入预燃室 34 和主燃烧室 36 的液氧 18 的径向喷射可以在各燃烧室里达到均匀的周向分布和雾化。

参照图 1、2a 和 2b，液氢 20 从相关的高压氢罐 24 以大约 15 磅/平方英寸的压力进入氢涡管 28。液氢 20 由氢涡管 28 通过第二节流阀 110 径向向内流动，该第二节流阀 110 由节流环 112 控制，节流环 112 由至少一个穿过壳体 116 并连接于第二控制器 118 的控制杆 114 定位。

第二节流阀 110 下部，液氢 20 流经一个弯曲的环状偏流器 120，环状偏流器 120 将流向由径向向内转换为轴向。该弯曲的环状偏流器 120 可设有叶片向液氢流施以预弯。从弯曲的环状偏流器 120 出来的液氢 20 排入转子系统 30 里的环形管 124 的内部 122 里以及设置在转子系统 30 中并随之旋转的第二诱导叶轮 126 内。第二诱导叶轮 126 含有至少一个螺纹叶片用以为液氢 20 提供结合轴向加速度和角加速度，从而引导液氢 20 随轴 44 旋转，同时减少诱导过程的机械搅动所产生加热并引起气化的热。第二诱导叶轮 126 下部，环形管 124 直径扩大，离心力使环形管 124 里的液氢 20 移向环形管 124 的最外面，从而将其中的气化氢 130 排向它的内部 122。

设置在第二空心轴部 48 和弯曲的环状偏流器 120 机构之间的第一迷宫式密封 134 可检测从环形管 124 沿第一排放管 136 进入第三环形排放腔 138 的气化氢 130 的泄漏，气化氢 130 从第三环形排放腔 138 处排出火箭发动机 10。第一密封 140，例如碳素密封，设置在旋转环形管 124 外面和固定的第三环形排放腔 138 之间，用以密封从固定的环状偏流器 120 沿旋转的环形管 124 进入固定的第三环形排放腔 138 的氢泄漏。

大部分液氢流从旋转的环形管 124 向外传送到连接于轴 44 的预燃室 34 内，具体地是第二空心轴部 48 的第二旋转喷嘴 142。第二旋转喷嘴 142 包括至少一个与环形管 124 及预燃室 34 流体连通的第二旋转喷孔 144。第二旋转喷孔 144 绕轴 44 的轴线 16 旋转。第二旋转喷嘴 142 还包括至少一个第二环形压力挡料圈 146，该第二环形压力挡料圈 146 包括一个具有沿其一段流体连通的入口 150 和出口 152 的第二流体通

道 148。第二流体通道 148 用于使当绕旋转轴线 16 旋转时第二流体通道 148 上任一点的离心加速度能够比入口 150 或出口 152 处的离心加速度都大。参照图 2a、3 和 6，每个第二环形压力挡料圈 146 都与环形歧管 154 流体连通，该环形歧管 154 与环形腔 156 流体连通，该环形腔 156 被一组径向叶片 158 分隔为多个径向腔 160，并且至少有一部分径向腔 160 可向对应的第二旋转喷孔 144 排流。

运行时，径向叶片 158 可使环形腔 156 里的液氢 20 在其中旋转，以及所产生的离心力使旋转的液氢 20 产生很大的压力梯度并在第二旋转喷孔 144 形成很高的排放压力。第二旋转喷孔 144 优选地设置在不同的轴向位置以便在预燃室 34 内达到改善的混合和燃烧。此外，所有第二旋转喷孔 144 中的一部分相对直径方向呈一定角度。相关的第二旋转喷孔 144 的位置、方向以及尺寸要设置得可使转子系统 30 保持机械平衡。

以正常的流量，液氢 20 不能完全充满共同充当气化芯泵的环形管 124 或环形腔 156。第二环形压力挡料圈 146 的第二流体通道 148 保持充载液氢 20 以防止高压气从第二环形压力挡料圈 146 的下部区域回流。

第二空心轴部 48 还包括一个含有分别贴近第二空心轴部 48 第一端部 168 和第二端部 170 的封闭端 164 和第二端部 166 的轴套筒 162，其中轴套筒 162 的封闭端 164 形状上作成第三环形压力挡料圈 174 的边界 172。第三环形压力挡料圈 174 包括一个具有沿其中一段流体连通的入口 178 和出口 180 的第三流体通道 176。由于边界 172，第三流体通道 176 用于在绕旋转轴线 16 旋转时第三流体通道 176 上任一点的离心加速度能够比入口 178 或出口 180 处的离心加速度都大。

位于主燃烧室 36 里的第三旋转喷嘴 182 包括至少一个设置在第二空心轴部 48 的第二端部 170 处的第三旋转喷孔 109，该喷孔与至少一

个第二凹槽 106 并与主燃烧室 36 流体连通，其中该至少一个第二凹槽 106 与第三环形压力挡料圈 174 的出口 180 在从提供液氧 18 的输氧涡管 26 到第三旋转喷孔 109 的流体通道中流体连通。第三流体通道 176 连接于轴 44，具体地说连接于第四空心轴部 104，并随轴 44 绕其轴线 16 旋转。

运行时，高压氧罐 22 的液氧 18 途径第一空心轴部 46 里的静止管 50 从第一节流阀 56 向外排放进入第二空心轴部 48，并被第一诱导叶轮 64 旋转加速从而液氧 18 随轴 44 旋转。所产生的离心力将液氧 18 与轴 44 的中心 70 的径向面积成比例地增压，从而液氧 18 沿第二空心轴部 48 内表面流动。液氧 18 充入第三环形压力挡料圈 174 的第三流体通道 176，并且具有相当高的轴速的第三流体通道 176 保持充满液氧 18 以将第三环形压力挡料圈 174 下部的主燃烧室 36 的高压与第三环形压力挡料圈 174 上游的液氧 18 的相对低压分隔开。

按照美国专利 4,870,825 的描述，——在此引做参考，环形压力挡料圈包括具有入口出口的流体通道，其中当环形压力挡料圈旋转时，流体通道上任一点的离心加速度能够比入口出口处任一点的离心加速度都大。因此，当流体通道充满相对高浓度介质时，例如液体，如果入口和出口之间没有压力差那么入口和出口径向液面一致，否则根据压力差梯度及旋转速度会有不同。因此，供给环形压力挡料圈入口的相对低压的液体送入出口相对高压的区域，环形压力挡料圈能够防止气体经此回流。

因此，第一环形压力挡料圈 86 将第一旋转喷嘴 76 入口 80 处具有主燃烧室 36 的压力的液氧 18 与预燃室里相对高压的气体分隔开。类似地，第二环形压力挡料圈 146 将环形管 124 里具有供给压的液氢 20 与预燃室里相对高压的气体分隔开。此外，第三环形压力挡料圈 174 将第一节流阀 56 具有供给压的液氧 18 与预燃室里相对高压的气体分隔开。

优选地，第二旋转喷孔 144 全部排放于预燃室 34 内。但是，出于冷却预燃室 34 和主燃烧室 36 的目的，一部分第二旋转喷孔 144 可以用于通过设于预燃室衬套 188 外面的第一孔口 186 排放液氢 20 的分流 185。达 50% 的氢流排到预燃室衬套 188 外面，并且其余的排入接近于用以排出液氧 18 的第一旋转喷孔 78 的预燃室 34。以高角速度旋转的转子系统 30 向从这里排出的液氢 20 和液氧 18 传送很大的切向速度，从而预燃室 34 里的环形区 190 中形成混合均匀的氢/氧混合物，并且一旦由诸如化学点火器或者电火花或等离子设备的点火器 192 点燃后可以保持燃烧。

预燃室 34 出来的排放流 38 的第一部分 194 流经预燃室衬套 188 里的至少一个第一排放孔 196，进入至少部分围绕预燃室衬套 188 的第一环形通道 198，流过燃烧室衬套支撑结构 202 上的第二孔口 200，进入第二环形通道 204，流入主燃烧室衬套 208 里的出流冷却孔 206。

预燃室 34 出来的排放流 38 是具有适中温度——例如 1,200°F 的浓度很大的混合物（如富含氢）。排放流 38 的第二部分 210 流向安装在氢和氧流动通道上的仅为驱动泵 32 而产生必要能量的低负荷单极轴向流涡轮 40，其中泵 32 含有各种诱导叶轮和转子系统 30 的肋板及叶片件并向液氧 18 和液氢 20 提供动能。

经涡轮 40 的压降足以使排放流 38 的第一部分 194 由相对高压的预燃室 34 流入相对低压的主燃烧室 36。流向预燃室衬套 188 外面的液氢 20 的分流 185 向预燃室衬套 188 以及流入预燃室衬套 188 的排放流 38 的第一部分 194 吸收足够的热量使液氢 20 蒸发。

从涡轮 40 流入主燃烧室 36 的相对高浓度的排放流 38 的第二部分 210 与从出流冷却孔 206 流出的相对高浓度的出流冷却气 212 相混合，以及与由至少一个第三旋转喷孔 109 旋转排出的液氧 18 混合，从而形

成实现理想推进功效所必要的高温排放流 214。该高温排放流 214 通过现有类型的收敛/扩散喷嘴 216 来扩散。收敛/扩散喷嘴 216 的表面 218 达喷管喉部 220 都由沿主燃烧室衬套 208 流动的出流冷却气 212 冷却。收敛/扩散喷嘴 216 的扩散部分 222 优选地沿可更换的烧蚀材料 224 铺设。

从环形腔 156 出来的一少部分冷氢气 226 流经至少一个第二排放孔 228 进入第二环形腔 230，然后流经支撑涡轮 40 的花键轴衬 234 上的至少一个第三排放孔 232，流经花键轴衬 234 里的第三环形腔 236，流经花键轴衬 234 上的至少一个第四排放孔 238，进入涡轮端部轴承套 240 冷却第一支撑轴承 242，流经一组第二迷宫式密封 244，进入主燃烧室 36。涡轮端部轴承套 240 利用第三迷宫式密封 246 密封于预燃室 34。

设置有至少一个充满诸如氦的高压惰性气体 248 的环形缓冲室以分隔开第一推进剂组分 18' 和第二推进剂组分 20' 从而防止在此处而非第一或第二燃烧室 34' 和 36' 里形成易燃混合物。在至少一个环形缓冲室里的高压惰性气体 248 的压力比邻近的燃烧室里的任一推进剂组分的压力都要高。参照图 2a，第一环形缓冲室 250 可以接收高压惰性气体 248，该高压惰性气体 248 被引向启动火箭发动机 10 的小推进泵 252。在第二环形缓冲室 254 里的高压惰性气体 248 通过介于第一环形排放腔 72 和第二环形缓冲室 254 之间的第二密封 256，如碳素密封，对氧气密封。在第三环形缓冲室 258 里的高压惰性气体 248 通过介于第三环形排放腔 138 和第三环形缓冲室 258 之间的第三密封 260，如碳素密封，对氢气密封。在至少一个第四环形缓冲室 262 中的高压惰性气体 248 冷却第二支撑轴承 264 以及设于反推转子 270 上的第一和第二推力轴承 266 和 268。

在一个示范性的系统中，以大约 40 磅/平方英寸的压力从高压罐按照大约每秒 9.3 磅的流量流入预燃室的液氧与以大约 40 磅/平方英寸

的压力从高压罐按照大约每秒 9.3 磅的流量流入预燃室的液氧反应生成具有大约 1300°F 的温度和大约 220 磅/平方英寸的压力的排放流。从预燃室出来的该排放流驱动为液体推进剂组分提供旋转动能的涡轮。然后从预燃室出来的该排放流在主燃烧室与另外的每秒 41.8 磅的氧反应生成具有大约 5400°F 温度和大约 200 磅/平方英寸的压力的排放流，可以在真空装置里提供大约 25,000 磅的推力。

任何本领域具备一般专业知识的人员能够明白本发明可以容易地适用于非液氢的液体燃料，以及非液氧的液体氧化剂。因此，相比于液氢和液氧的比例如果运行选用的液体燃料比辅助的液体氧化剂浓度高，那么连接于液体燃料泵及传送系统的环形腔直径比传送液体氧化剂的腔/轴直径相对要小。此外，优选的几何尺寸还要依赖于运行速度以及推进剂组分在运行压力和温度下的相关属性。

以上的详细描述以及附图的图解已经详细说明了具体实施例，本领域具备一般专业知识的人员能够明白在本发明讲解的启发下针对本发明可以作出各种修改及变化。因此，本发明所讲的具体方案和设置其目的仅仅在于讲解而并不限制本发明的范围，随后将给出所附权利要求书以及本发明所有等效物的详尽的范围。

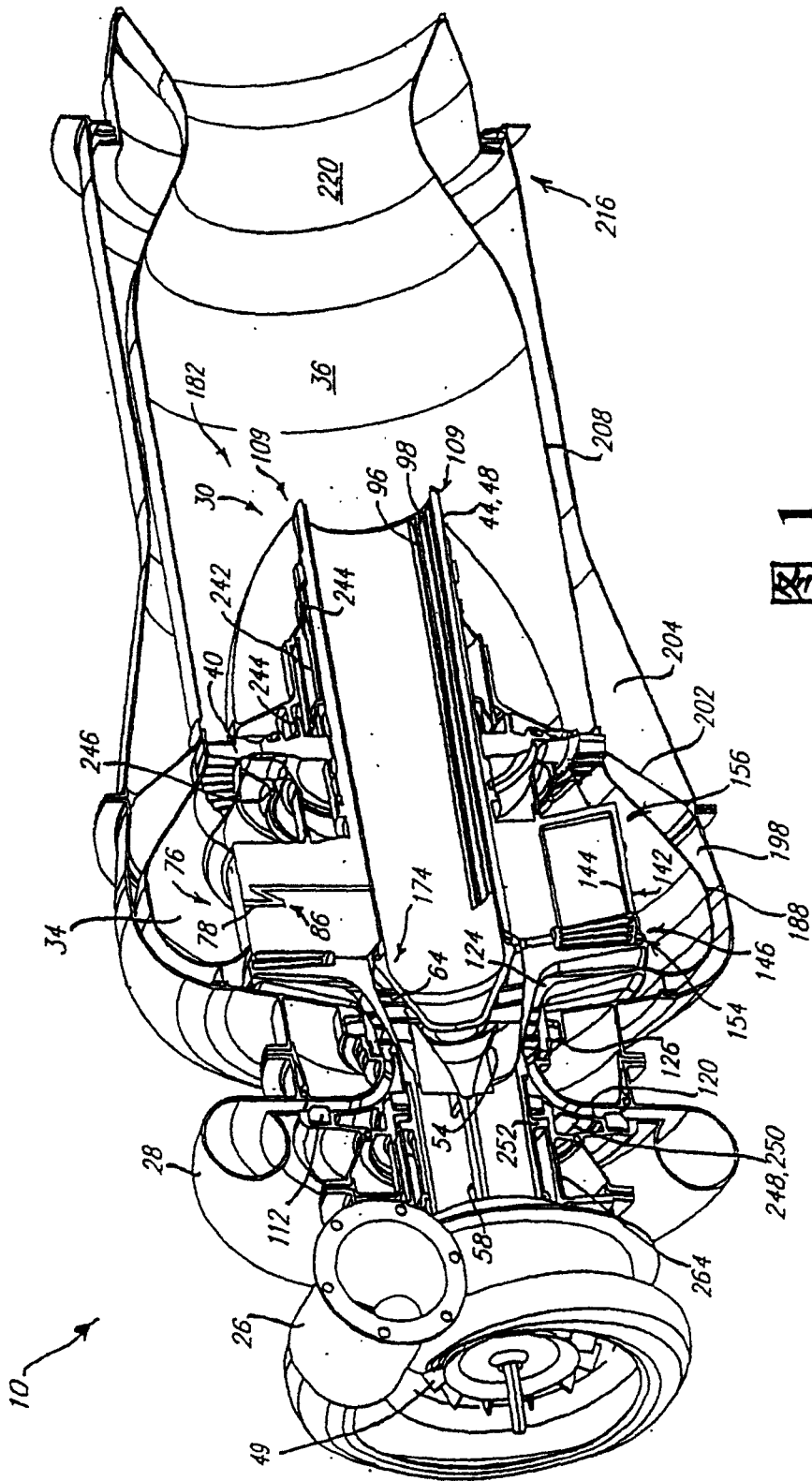


图 1

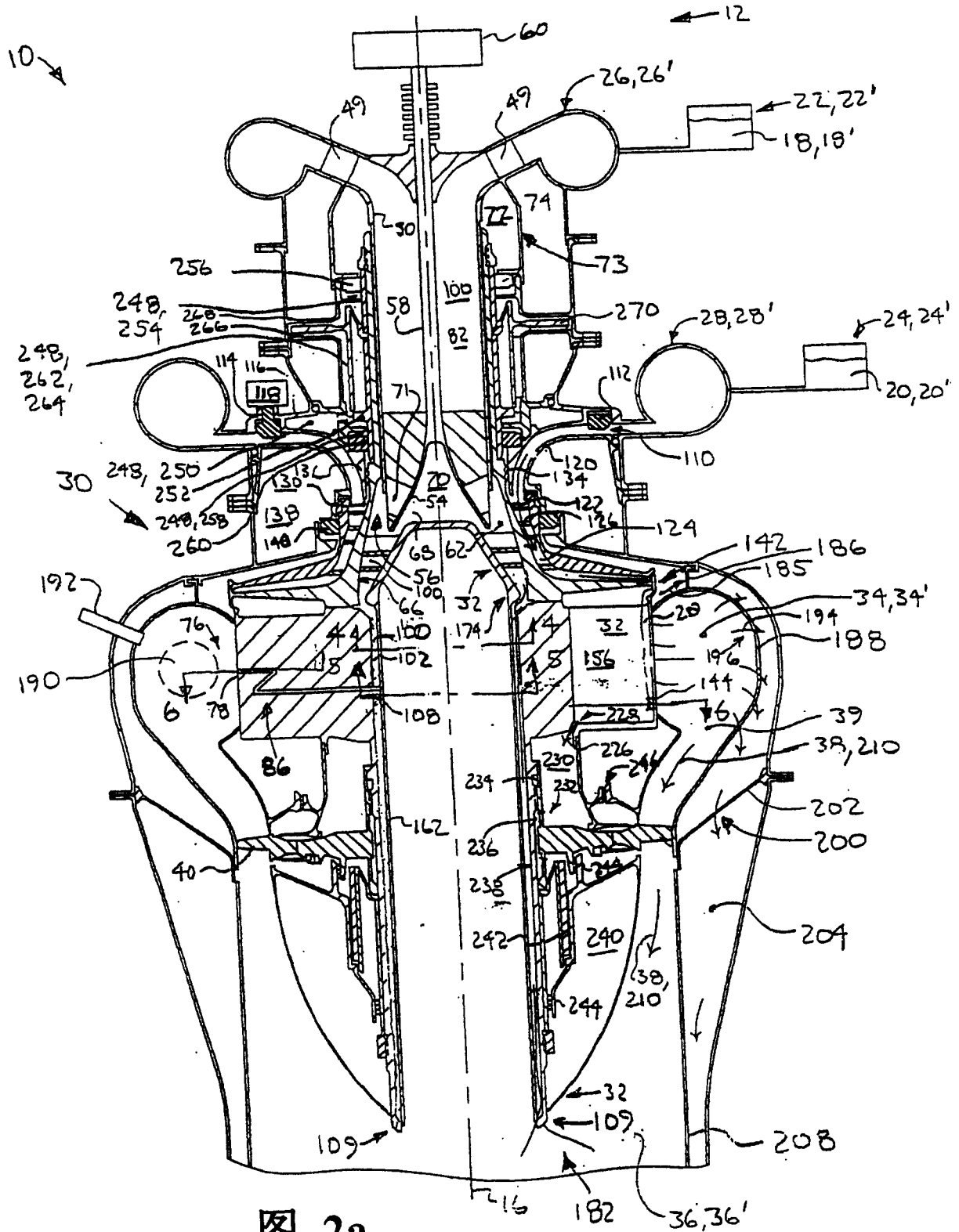


图 2a

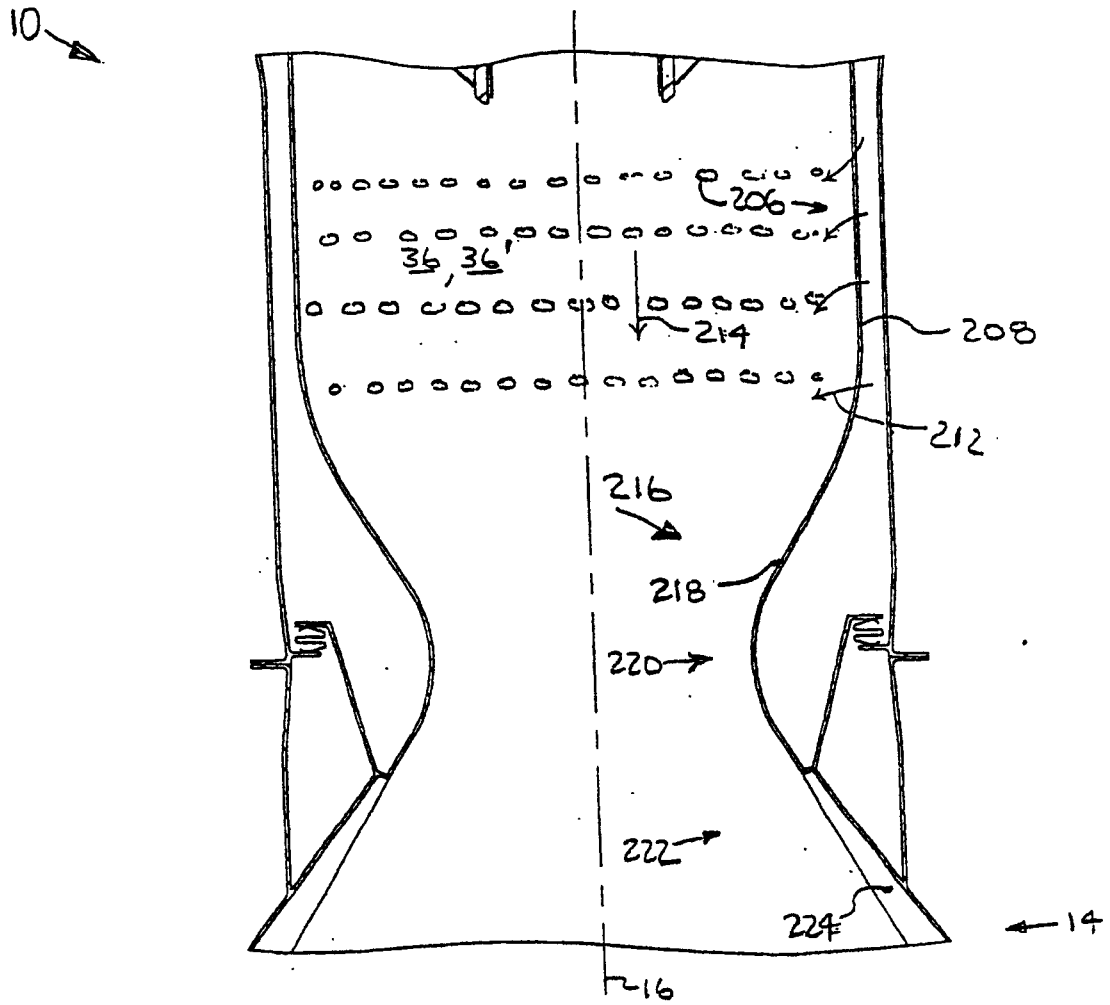
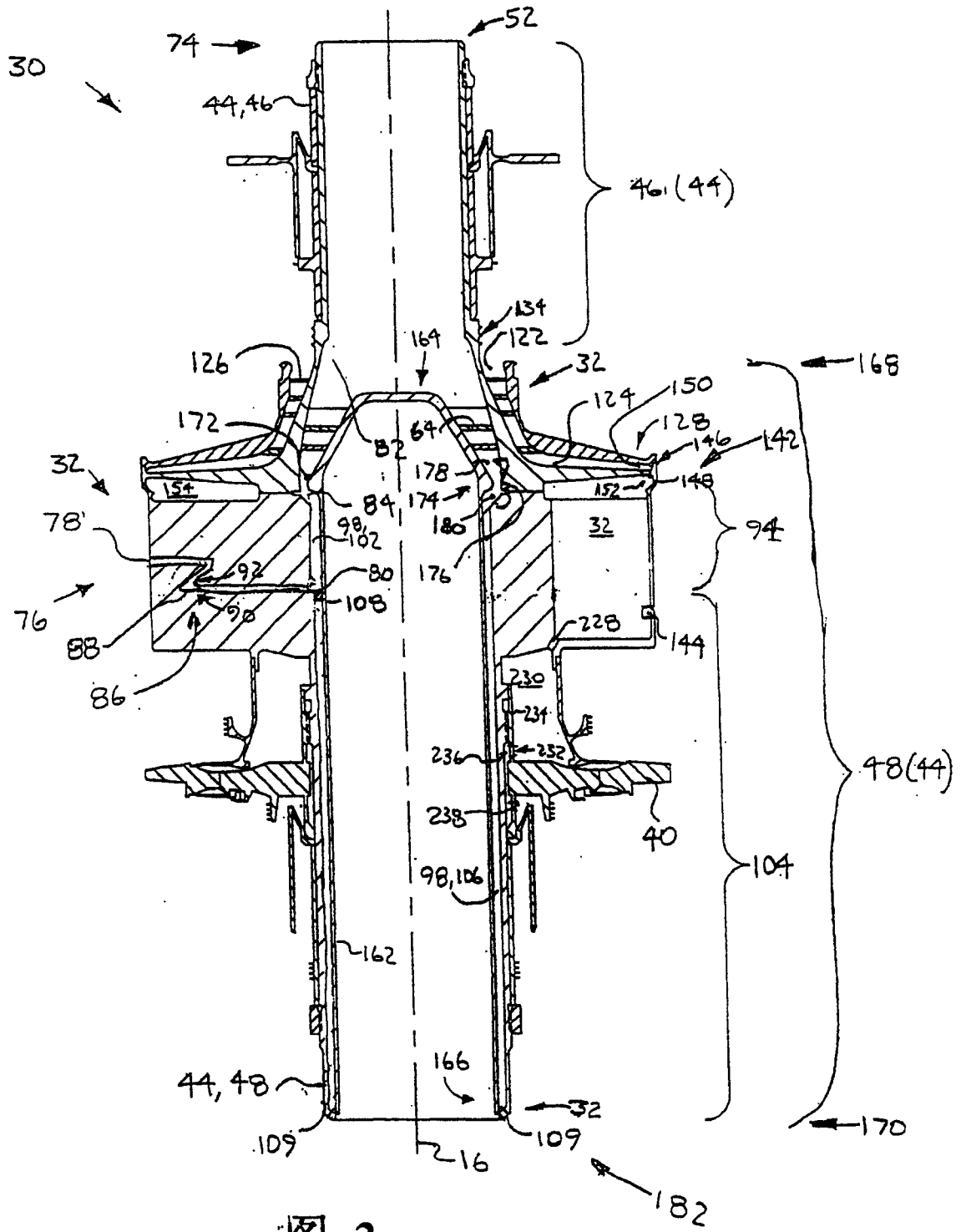


图 2b



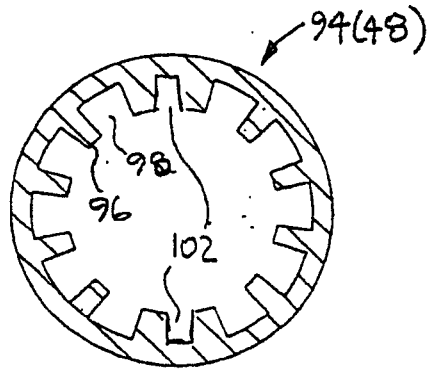


图 4

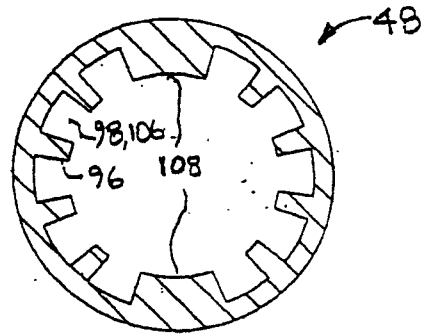


图 5

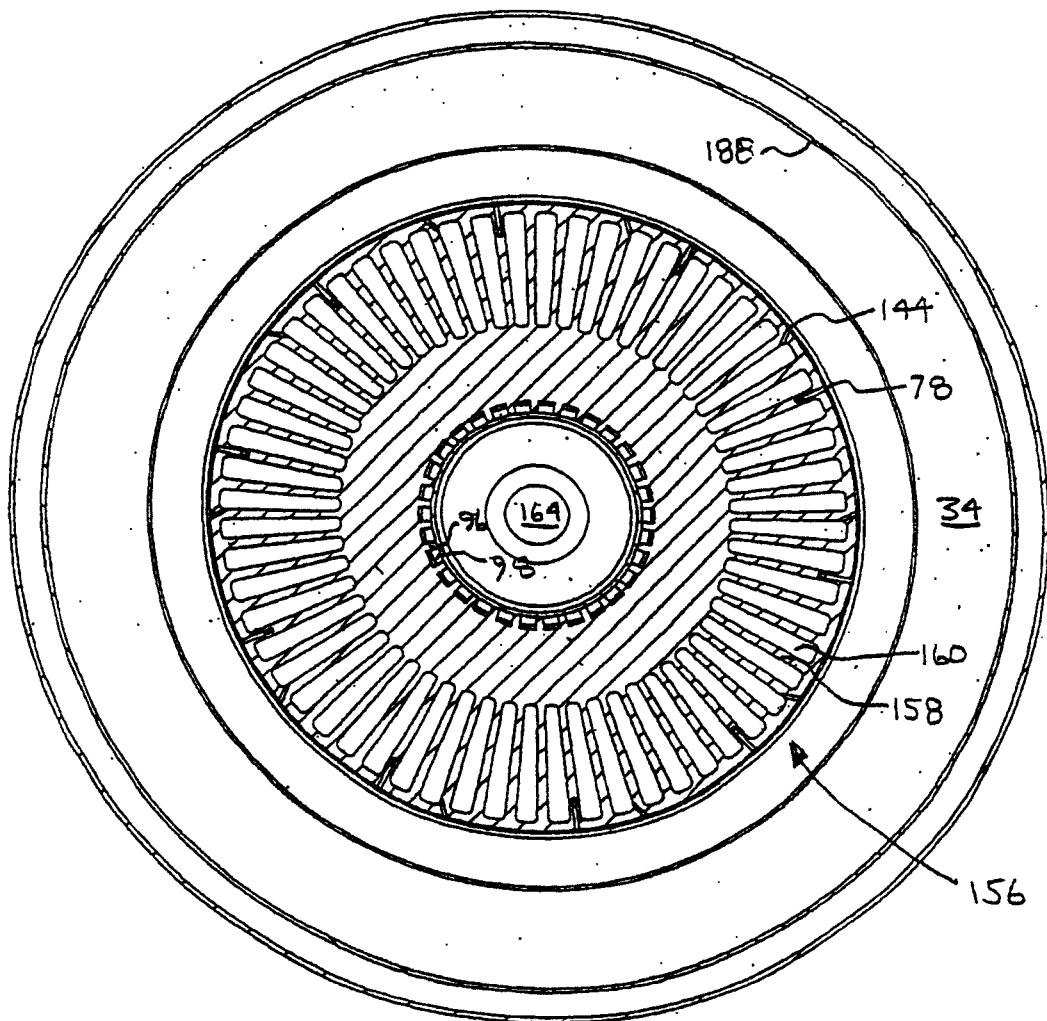


图 6