



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102971519 B

(45) 授权公告日 2016. 04. 27

(21) 申请号 201180020679. 5

(22) 申请日 2011. 02. 23

(30) 优先权数据

61/338816 2010. 02. 24 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2012. 10. 24

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2011/025949 2011. 02. 23

(87) PCT国际申请的公布数据

W02011/106446 EN 2011. 09. 01

(73) 专利权人 创新防卫设施有限责任公司

地址 美国德克萨斯州

(72) 发明人 D. M. 小蒙森 N. 科利耶

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

司 72001

代理人 姚李英 严志军

(51) Int. Cl.

F02K 9/62(2006. 01)

(56) 对比文件

US 3357191 A, 1967. 12. 12,

US 7506500 B1, 2009. 03. 24,

US 3357191 A, 1967. 12. 12,

US 7506500 B1, 2009. 03. 24,

US 4901526 A, 1990. 02. 20,

US 4981033 A, 1991. 01. 01,

US 5101623 A, 1992. 04. 07,

US 7278611 B2, 2007. 10. 09,

审查员 刘玲

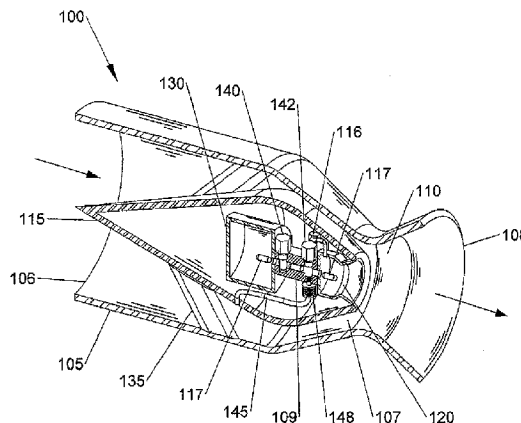
权利要求书2页 说明书8页 附图5页

(54) 发明名称

火箭推进装置以及向火箭推进装置产生主动推力的方法

(57) 摘要

本发明为一种封装推进剂的引气式可变推力火箭发动机,针对本发明,其具有较大数目的用途和应用。本文所述的装置的主要目的在于提供一种重量轻、没有转矩和振动的推力生成器以用于推进飞行器。该装置由于没有这些力而便于制造重量很轻的飞行器。该装置还可在需要高速空气流和/或产生推力的任何地方使用。在通过来自于可氧化的燃料的混合物的单独的包的热和动能的较短持续时间的爆发来加热和加速进入的空气之前,本发明使用了空气动力原理来压缩和加速进入的空气。然后,加热和加速的空气在其行进穿过提供推力的装置时膨胀。



1. 一种火箭推进装置,其包括:

主空气流壳体,其具有由所述主空气流壳体的内壁所限定的内部空气流空间,所述主空气流壳体具有前空气流入口、所述内部空气流空间和后空气流排气口;

多个燃烧室,其邻接于所述内部空气流空间而定位,并且将燃烧排气释放至所述内部空气流空间,所述燃烧室具有燃烧室轴线,其相对于所述主空气流壳体的纵向轴线具有一个或多个倾斜角;

一个或多个分送器,其联接到且邻接于至少一个所述燃烧室,所述一个或多个分送器相对于所述主空气流壳体的纵向轴线以所述一个或多个倾斜角将高能燃料包供给所述燃烧室;以及

调节滑动件,其与一个或多个燃烧室关联,用于改变燃烧室相对于所述内部空气流空间的纵向轴线的倾斜角,所述调节滑动件使所述燃烧室轴线相对于所述纵向轴线成第一角度以用于启动时的低速操作,且所述调节滑动件使所述燃烧室轴线相对于所述纵向轴线成第二角度以用于高速操作,其中所述第二角度大于所述第一角度;

所述高能燃料包相对于所述燃烧室且接近所述内部空气流空间被燃烧,导致气体的膨胀和加速,所述高能燃料包的燃烧包括纳米高能材料的燃烧和水溶液的转变,所述气体的膨胀和加速造成了穿过所述主空气流壳体的内部空气流空间的主动空气流和对所述火箭推进装置的推力。

2. 根据权利要求 1 所述的火箭推进装置,其特征在于,所述火箭推进装置还包括置于分送器与所述燃烧室之间的回流阻止阀。

3. 根据权利要求 2 所述的火箭推进装置,其特征在于,所述火箭推进装置还包括相邻于所述燃烧室的回流阻止阀。

4. 根据权利要求 1 所述的火箭推进装置,其特征在于,所述高能燃料包的燃烧导致过热蒸汽。

5. 根据权利要求 1 所述的火箭推进装置,其特征在于,能够通过单独的第二储存隔间补充分送器。

6. 根据权利要求 1 所述的火箭推进装置,其特征在于,能够改变所述燃烧室的角以改变所述火箭推进装置的推力。

7. 根据权利要求 1 所述的火箭推进装置,其特征在于,所述高能燃料包由纳米铝颗粒制成。

8. 一种向火箭推进装置产生主动推力的方法,其包括以下步骤:

提供具有纵向轴线的主空气流壳体,其具有空气入口、内部空气流空间和后排气口;

提供至少一个燃烧室,其邻接于所述主空气流壳体内侧的所述内部空气流空间而定位,且设置成将燃烧排气释放至所述内部空气流空间,所述燃烧室具有燃烧室轴线,其相对于所述主空气流壳体的纵向轴线具有一个或多个倾斜角;

从邻接于所述燃烧室而定位的分送器分送多个高能燃料包用于点燃和燃烧;

采用调节滑动件对一个或多个燃烧室进行调节以改变燃烧室相对于所述内部空气流空间的纵向轴线的倾斜角,所述调节滑动件使所述燃烧室轴线相对于所述纵向轴线成第一角度以用于启动时的低速操作,且所述调节滑动件使所述燃烧室轴线相对于所述纵向轴线成第二角度以用于高速操作,其中所述第二角度大于所述第一角度;以及

燃烧所述燃烧室中的高能燃料包以允许将膨胀的气体引入到所述内部空气流空间中，从而向所述火箭推进装置提供主动推力，其中燃烧的燃料导致所述主空气流壳体的内部空气流空间中的加速空气流。

9. 根据权利要求 8 所述的方法，其特征在于，所述方法还包括以下步骤：

使用回流阻止阀限制空气从所述燃烧室回流至所述分送器。

10. 根据权利要求 8 所述的方法，其特征在于，所述方法还包括以下步骤：

使用邻近于所述分送器的歧管以协助将高能燃料包喷射到所述燃烧室中。

11. 根据权利要求 10 所述的方法，其特征在于，所述歧管拥有空气流入口通路。

12. 根据权利要求 8 所述的方法，其特征在于，所述高能燃料包由纳米铝颗粒制成。

13. 根据权利要求 8 所述的方法，其特征在于，能够改变所述燃烧室的角以改变所述火箭推进装置的推力。

14. 根据权利要求 8 所述的方法，其特征在于，所述高能燃料包的燃烧造成过热蒸汽。

## 火箭推进装置以及向火箭推进装置产生主动推力的方法

[0001] 相关申请的情况

[0002] 本申请涉及在 2010 年 2 月 24 日提交的第 61/338,816 序列号的临时专利申请,且基于 35 U.S.C. §119(e) 请求享有该在先申请的优先权。该临时专利申请通过引用也结合到本专利申请中。

### 技术领域

[0003] 本发明涉及引气式可变推力火箭发动机。

### 背景技术

[0004] 尽管第一次动力飞行归功于莱特兄弟,但即使古人的梦想和渴望也已经显示出对离开地面和挑战重力的想法的迷恋。逻辑推理将指出在古代就存在飞行的构想,我将认为是源自对鸟类的观察。至于古人所未得到的是推进的来源和足够坚固和足够轻的材料。还将从对鸟类、树叶和将较重的扁平物体升离地面的风的观察中已经清楚了掠过扁平表面的空气将上抬的构想。

[0005] 从达芬奇(Leonardo da Vinci)的时代起,人们的飞行机器的样式就涉及到了动力旋转的质量,如在端部上具有用于移动和压缩空气为目的的风机叶片的轴。旋转质量造成转矩和应力负载,这需要机身稳健且因此比人们将想要的更重。

[0006] 现今的飞行器和导弹推进的常用方法为螺旋桨、燃气轮机(喷气发动机)火箭、冲压喷气引擎和超燃冲压喷气引擎。螺旋桨驱动的飞行器使用挥发性液体航空燃料来向往复式发动机或燃气涡轮发动机供能,发动机继而又驱动螺旋桨或转子(在直升机的情况下)。螺旋桨或转子通过其直径拉动足够的空气,以通过处于足以用于机翼的速度下的空气来推动飞行器,以提供升力,或在直升机的情况下,转子用于提供向下的推力以用于垂直上升。这些常规类型的推进很笨重、嘈杂、复杂、昂贵,且由于如此多的运动部分而会经历机械故障。振动和转矩在飞行器的设计中也要主要考虑,因为需要较坚固且因此较重的机身来处理这些转矩和振动力产生的应力。甚至发动自身也需要高精度部分,且由于转矩和负载,故结构中需要坚固且较重的金属。

[0007] 在往复式发动机的情况下,以适合的比例将空气和液体燃料经由一组机械阀引入封闭的气缸中。通过连接到曲轴上的活塞压缩该混合物。当活塞达到其冲程的顶部时,在活塞上方在燃烧室中生成火花,点燃压缩的燃料空气混合物,迫使活塞向下且使曲轴转动。这种类型的发动机的曲轴连接到齿轮箱上,经由齿轮箱从曲轴获得转矩,加档或减档且将转矩输送至螺旋桨或转子系统。由于转矩负载将置于它们之上,故齿轮箱、轴和其它受压部件必须由硬化钢制成,这将加大重量的问题。这些类型的发动机伴有来自于重量、振动、结冰问题、灰尘堵塞、低热效率和维护成本的缺陷,飞行器的寿命内,该维护与飞行的小时数为三比一。

[0008] 现有的喷气发动机使用其液体燃料通过较重且昂贵的精密涡轮叶轮来使空气加热和膨胀。该涡轮叶轮以 30,000 RPM 旋转,且驱动轴,轴与纵轴线重合且延伸至发动机的入

口。非常精密、昂贵且易碎的多级压缩机叶片附接到该轴上，且成角以提供用于涡轮叶轮的空气。这些发动机以巨大的速率连续地燃烧燃料，该燃料中的大部分在加热中浪费，且必须连续地运转，因为一旦开始，就必须保持火环以点燃进入的喷气燃料。涡轮的晃动(whine)和部分燃烧的 JP5 的巨大流动产生很大的噪音且留下很大的热印记。喷气发动机和涡轮发动机在功率变化期间还经历熄火，所以功率变化必须很慢，这是带有旋转质量的发动机的另一个缺点。

[0009] 因为公差较紧、涡轮叶片易碎和它们以其旋转的速度，喷气发动机和涡轮发动机由于它们的特殊性质而很容易受到外来物体的破坏 (FOD)。如果被吸入喷气发动机，即使很小的物体也可为很严重的问题，灰尘、火山灰、鸟类和任何类型的碎片都可在飞行器的着陆和起飞期间被吸入。这在作战地带或匆忙准备的机场中尤其真实，被吸入的小物体可引起严重破坏、故障或甚至爆炸。由喷气发动机和涡轮发动机中的旋转质量引起的重量和力需要飞行器稳固且因此飞行器较重且为刚性。制造成本和维护成本为喷气发动机的另一个缺陷。这些类型的发动机的前部区域引起飞行器上的翼型阻力，且产生较大的雷达截面。

#### [0010] 固体燃料火箭

[0011] 常规火箭基本上为管，具有精密且同心的限制的已知的拉伐尔喷管或文氏管。该管或火箭推进装置填充有挥发性高能燃料，燃料在爆燃的边缘上燃烧。火箭必须将燃料和氧化剂的总质量承载在火箭上。一旦燃烧，就不存在停止。燃料通常有毒，且对于操作和对于制造都很危险。这些发动机的构建也很复杂且昂贵。它们还需要外来材料和其构造中的较紧公差。

[0012] 火箭中的泄漏具有如看到的挑战者号爆炸那样的严重后果。固体燃料火箭基本上为较大的爆炸物棒，其以刚好在爆燃以下的受控速率下燃烧。混合物中的任何变化(如进入空气)都可引起火箭推进装置的爆燃。当燃烧速度超过该材料的音速时，会出现爆燃。将固体燃料火箭的氧化剂承载在火箭上，在火箭行进穿过富氧大气时可能非常危险。这些类型的火箭很嘈杂，且在发射时必须在没有人员的区域。

#### [0013] 液体燃料火箭

[0014] 在 1926 年，液体燃料火箭的第一次发射归功于 Robert H Goddard。秘鲁人 Pedro Paulet 也声称他在 19 世纪还是学生时在巴黎已经进行了液体火箭的实验。液体燃料火箭在单独的箱中的承载燃料和氧化剂，且需要泵和输送管线来在燃烧室中混合燃料和氧化剂。液体火箭由于它们的能量密度而对于所需的容纳质量是所期望的，如箱、泵和喷射器。

[0015] 在液体火箭的情况下，将通过常规泵或涡轮泵经由管路管线将燃料和氧化剂从容纳箱输送至燃烧室。这些泵中的一些通过使其自旋成涡流来使燃料和氧化剂混合，且通过离心力引起混合。其它混合方法为会聚的喷嘴，其碰撞较紧的流中的组分来引起它们雾化，使得更容易点燃混合物和更完全的燃烧。

[0016] 就液体火箭而言存在许多缺陷，箱、泵、喷射器和输送管线会经历深冷温度，深冷温度可有助于箱由于在排空时在箱内侧造成的真空而损毁。这伴有由于箱中的液体的运动和结冰造成的发射体不稳定的潜在可能，且增加重量使得液体火箭远非理想的推进系统。通常结合燃料和氧化剂使用的受到  $-253^{\circ}\text{C}$  (氧和氢的储存温度) 的泵和喷射器必须通过热气体循环系统加热，从推力中窃取了功率且增加了重量和复杂性。

[0017] 用于液体火箭的点火方法并非完全安全。硬启动是常用的，且会引起爆炸，爆炸可

将碎片在高速下推进数米,对人员和财产造成致命的危险。当点火系统不能在正确的时间和强度下点燃燃料混合物时,会促成该情况。燃料混合物累积在燃烧室中,当点火器最终点燃时,就有爆炸。取决于燃料混合物有多丰富和壳体的炸开压力额定值,该爆炸可将碎块在高速下抛出数米。此类爆炸可使箱破裂,且导致燃料空气爆炸的潜在可能。

[0018] 最常用的点火方法涉及火焰,如来自于火花塞,还可使用热桥接线和许多其它类似的器件。不同于固体燃料火箭的是,可使这些发动机节流。但由于组分的复杂性和危险性质,故主要使用单一推进剂。一些可能的混合物的挥发性使得需要最好的可靠点火源,具有可靠且可持续的点火源的许多其它推进剂混合物也是可能的。

[0019] 超燃冲压喷气引擎和冲压喷气引擎为具有其自身的一组问题的另一个类型的推进系统。这些类型的发动机不可在零空气速度下操作,且需要被带到高处,或具有另一个功率源且在存在足够的空气流之前被推进至大约 350mph,以防止施加燃料时的背压力。冲压喷气引擎减慢空气,且在燃烧前将其压缩至亚音速,而超燃冲压喷气引擎在其整个操作范围内以超音速空气流操作。其中这种类型的发动机存在许多高技术问题,如燃料的燃烧时间,如果太慢,则其在完全燃烧之前会被吹走。看起来目前对其还没有解决方案的另一个严重的问题在于,中断平缓的空气流动的超音速冲击波会干扰燃料分送和造成超过控制的温度。由于该温度问题,故必须限制超音速动力飞行时间。

## 发明内容

[0020] 本发明为一种封装推进剂的引气式可变推力火箭发动机,针对本发明,其具有较大数目的用途和应用。本文所述的装置的主要目的在于提供一种重量轻、没有转矩和振动的推力生成器以用于推进飞行器。该装置由于没有这些力将便于制造重量很轻的飞行器。该装置还可在需要高速空气流和 / 或产生的推力的任何地方使用。

[0021] 在通过来自于可氧化的燃料的混合物的单独的包的热和动能的较短持续时间的爆发加热和加速进入的空气之前,本发明使用了空气动力原理来压缩和加速进入的空气。然后,加热和加速的空气在其行进穿过提供推力的装置时膨胀。触发间断的能量爆发的能力指向本发明的核心。通过使用纳米尺寸的铝颗粒作为单独的燃料源或较小的透明封壳中的其它燃料的点火源来使这成为可能。通过穿过透明塑料的高强度光点来燃纳米尺寸的颗粒的能力是关键的优点。该效果通过小于光波长的颗粒尺寸而引起。

[0022] 光能被吸收,但不可辐射出颗粒,引起颗粒超过其熔点的很快的加热。当颗粒融化时,其氧化的外表面碎开,且露出未氧化的铝。铝与氧的较强的亲和性不论是在化合物如水中还是在空气中,都会引起立即的氧化和热生成。尽管铝提供了最高的能量水平,但其它纳米尺寸金属也提供类似的特性。

[0023] 尽管纳米尺寸的铝颗粒提供了优异的热释放,但其触发其它燃料和 / 或较大的铝颗粒的能力为许多应用提供了较低成本的热源。在这些情况中,其通过适合水平的光能在远程被触发的能力仍提供了其独特的优点。本发明首创了这些包,以便沿所期望的推力的方向以脉冲的方式单独地引送能量,脉冲方式允许对进入的最大的热传递,而不需要防止回流的机械压缩机。

[0024] 在某位置且以允许在没有风机、螺旋桨、压缩机或向前的空气速度的协助情况下而得到空气流的方式点燃燃料包。本发明利用了封装的燃料芯块来向吸气发动机供能。这

些高能包被包围在水中且容纳在半透明的外壳中。包的内容物包括纳米尺寸的铝颗粒、氧源和可选的其它可氧化的材料。通过在燃烧室中作用在这些铝颗粒上的来自于高强度的引发光源（如频闪管或激光器）的光子能量或通过其它措施来点燃燃料包。

[0025] 这种燃烧产生了大量的热和从燃烧室排出的热蒸汽，这增大了穿过精密成角的文氏管燃烧流动区域的空气的速度。由于成包地分送燃料且可按命令点燃燃料，故发动机将能够进行瞬时启动和关闭操作，换言之，脉冲操作。间断焚烧允许比连续燃烧过程更完全地使用燃料的热能和更冷的排气。另外，针对巡航可使用与针对最大功率相比不同的燃料混合物，提高了效率。

### 具体实施方式

[0026] 图 1 示出了使用本发明的教导内容的引气式火箭发动机 100。空气经由前部空气流入口 106 进入，且通过中心空气分流器 115 分流，通过支承杆 135 将中心空气分流器 115 支承在空气流壳体 105 中。高能燃料包 (EFP) 117 的储存隔间 130 置于在中心空气分流器 115 的内侧。可通过具有未示出的连接输送管的置于壳体 105 的外侧的单独的储存区域来替换或补充该储存隔间。

[0027] 当需要推力时，开启回流阻止阀 140，且经由空气 / 燃料输送歧管 109 将 EFP117 喷射到燃烧室 120 中。在处于燃烧室 120 中时，来自于频闪灯 116 或其它器件的光子能量点燃包含在水中的纳米铝颗粒和 EFP117。纳米高能颗粒造成很高的温度，该温度将周围的水转化成过热蒸汽，且还点燃 EFP117 中的其它可燃物。

[0028] 可将一定百分比的过氧化氢引入 EFP117 中以提供更多氧用于氧化。水还防止温度升高到燃烧室 120 中将需要耐火材料的水平。以受控的温度上升进行较短持续时间的焚烧会将更多热能传递到加速的空气流中，替代了加热燃烧室 120 的壁的损失。这样产生的高温蒸汽从燃烧室 120 以高速定向地膨胀到文氏管燃烧流动区域 110 中。

[0029] 这引起了空气流壳体 105 的文氏管燃烧流动区域 110 中的空气的温度的升高，密度的下降且经由文氏管燃烧流动区域 110 向后流动。通过蒸汽和加热空气的混合物的速度引起向后流动。在压力脉冲已经消散之后，空气冲洗阀 142 允许空气经由空气入口通路 145 从分流器 115 上的高压区流入空气 / 燃料输送歧管 109 和附接的燃烧室 120 中，将余热传递至文氏管燃烧流动区域 110，且为下一次 EFP117 的点燃提供新鲜空气。

[0030] 较冷的进入空气的较高密度和较高压力填充由混合物经由文氏管燃烧流动区域 110 的高速运动造成的低压体积。由于膨胀的蒸汽具有比空气略低的密度，故当蒸汽在文氏管燃烧流动区域 110 中膨胀时，蒸汽将热释放到路径中的空气中，因此增大了空气的焓。在该过程中，空气的相对湿度随加热而发生而升高，造成了较高的焓和较低的密度的空气蒸汽混合物，该混合物必须在其密度下降时膨胀，造成更大的速度。该热传递的方法比常规涡轮中的空气的加热和干燥更为有效。

[0031] 湿润的空气蒸汽混合物在其膨胀和向后运动出后排气口 108 时，具有较低的流出温度，然后该混合物由进入环带流动区域 107 的较冷的更稠密的进入空气替代。在传递所有的可用的热之后，另一个 EFP117 从储存区域 130 运动到燃烧室 120 中，且循环继续。用其分送和点燃 EFP117 的急速确定了空气速度、质量流速和装置的推力。

[0032] 燃烧室 120 和其相对于文氏管燃烧流动区域 110 的位置的方向性和设计防止了高

压热蒸汽前缘在环带流动区域 107 中造成背压力,甚至是在零速度的进入空气下。急速运动的空气蒸汽混合物由于其速度和低密度而引起穿过环带流动区域 107 的压降。压力的这种下降引起空气在空气壳体 105 中从前入口 106 经由文氏管燃烧流动区域 110 流动至后排气口 108。

[0033] 空气的速度为源于燃烧室 120 中的 EFP171 的能量输入的膨胀热前缘的温度和速度的函数。这些速度可为 2k/s 或更大,提供了用于垂直飞行或水平飞行的足够推力。湿润且被加热的空气行进穿过文氏管燃烧流动区域 110,且在使推进器排气之前向后膨胀穿过膨胀喷嘴 108。

[0034] 在某些应用中,可通过外部空气壳体包绕该装置 100 或多个装置 100,经由壳体将空气吸入,通过推进器的外部热来加热空气,且以较高速度排出空气,给予了额外的推力。较冷的空气的该流动可向推进器提供冷却,且减少或消除了热印记。设计意图在于避免发动机内侧的高燃烧温度和高气体温度,以允许使用重量轻的材料。通过使用直接的燃料来与水的接触而便于此,该接触产生了蒸汽以及其它排气成分,以将燃料能传递至流经推进器的空气。

[0035] EFP117 可具有各种量的高能纳米铝和其它燃料,以进一步允许装置按需要提供可变的推力。在作战情形中,这种类型的发动机将是最期望的,因为其没有连续热印记和声音,可缓冲或消除声音。在巡航功率水平下,间断操作允许排气接近大气条件。该推进器没有旋转质量,因此其可经得起轻武器或炸弹碎片的许多次穿透,且仍操作。

[0036] 在垂直起飞情形中,在需要很高的推力功率的情况下,由水提供的温度控制允许用足够的水加至所需的燃料水平且闪蒸成蒸汽,提供了更大的推力,这经由空气壳体 105 吸入附加空气,提供了额外的升力。该推进器的空气流中不存在运动部分,仅有输送 EFP117 的机构。使用纳米尺寸的铝来触发其它燃料的燃烧提供优于使用液体燃料的其它器件的许多优点。

[0037] 可用高强度光或其它非接触器件来点燃这些包。纳米铝具有比液体燃料如汽油多 46% 的能量,且按重量算体积仅为三分之一。以封装的形式分送燃料允许该装置中的脉冲操作。在作战地带中,这将允许飞行器以滑翔模式安静地袭击未察觉的敌人,且具有仅在需要时增大功率的能力。此外,通过设计,声能有助于排出空气的加速,且沿行进的轴线集中于飞行器的后部,因此飞行器的前方发出很小的声音。

[0038] 产生的声音也是间断的,且相比于具有数十英里都可听见的噪音印记的现代飞行器发动机,处于较低的频率。燃料包中的所有材料都包含能量,能量将在燃烧过程中被消耗,且这些获取的能量不留下可看见的印记或热印记。纳米 Al 包可与常规燃料结合而用作点火源,以向该装置或其它装置供能。触发之间的时间需要长到足以前先燃烧的所有热被使用,且进入文氏管燃烧流动区域 110 中的空气流有时间来形成稳定的空气压力。

[0039] 以此方式,所有能量都用于向后推进空气,且并非是如在连续焚烧情况下将发生的那样将空气拉入环带流动区域 107 中,在连续焚烧情况下,文氏管燃烧流动区域 110 处的入口压力下降。理想的是,推进器的尺寸确定成除在最大功率时段(如起飞或操纵)外能够最高效地操作。在这些大功率周期期间,该设计由于燃烧室 120 的设计而能够有很高的推力输出。可添加可选的空气压缩机 148,以在焚烧之间的间隔不足以允许燃烧室 120 中的空气的无协助的补充的应用中加强空气管 145 中的空气流。

[0040] 该装置还可在需要高速空气流的任何地方使用。这不限于但可包括吹熄焚烧、清除道路、挖掘土壤、干燥泥或水、查找掩埋的物体、拥堵控制、起飞加速发动机以及其它。该装置可在遥控车辆上使用,用于吹走松散的泥土和揪出地雷以及其它物体。该装置如果其配备有入口上的闸板和用作质量交换流体的蒸汽,则可在大气外侧使用。在太空的真空中将需要很少的水,甚至可使用来自于航天飞船的乘坐者的废水。该特定的尖端设计具有比图 2 中所示的自由流动设计更快的空气加速度,但具有较低的最大推力。

[0041] 图 2 为具有文氏管燃烧流动区域装置 200 的高空气流改进火箭,当空气在主流动空气壳体 205 的入口 201 处进入且在没有压缩的情况下行进穿过装置,经过围绕燃烧器安装环 208 排列的一连串燃烧室 240 时,其在非加热周期期间提供容易的流动来用于有效的热传递。这些燃烧室 240 供有高能燃料包 (EFP) 230,燃料包储存在分送器 235 中,且行进穿过输送空气 / 燃料的输送歧管 220,该歧管 220 配备有回流阻止阀 215,以防止热气体和亮光行进退回输送空气 / 燃料的输送歧管 220 至分送器 235。

[0042] 在非燃烧周期期间,开启空气冲洗阀 218 以允许空气流入燃烧室 240 中来除热和提供用于下一次燃烧的空气。取决于功率需求,该空气可来自于外壳中的空气流,或可由加压空气源提供。燃烧器组件配备有在滑动件 225 上的转环,以改变燃烧室轴线 275 相对于壳体轴线 280 的角 270。在初始启动时和低速操作期间,燃烧室 240 处于用于初始启动的最小的角处,而穿过入口 201 进入的空气具有很小的速度或没有速度。在没有燃烧的周期期间,在文氏管燃烧流动区域区段 210 处流过主流动空气壳体 205 的空气大部分未受干扰,且保持由未弯曲的流线 250 绘出的层流,直到在 215 处离开管。

[0043] 在图 2A 中,示出了用于启动操作或低速操作的以最小的角  $\phi$  270 焚烧的燃烧室 240。在启动期间,文氏管燃烧流动区域区段 210 内侧的空气不运动,燃烧室 240 的角  $\phi$  270 确保不存在无收益的回流。当已经触发高能燃料包 230 的燃烧时,燃烧室 240 造成加压流沿由箭头 255 示出的轨迹离开排气端口 245。

[0044] 该焚烧的加热排气偏移且加热文氏管燃烧流动区域区段 210 内侧的空气,模拟由略弯的流线 260 示出的较窄的孔口。燃烧室 240 中焚烧的燃料还产生了过热蒸汽,在文氏管燃烧流动区域区段 210 中沿期望的轨迹推进加热的且可能仍在焚烧混合物。由过热蒸汽造成的压力和流动消除了对高压喷射泵和支承功率单元的需求。

[0045] 通过将高能燃料包 230 的热能作为加压热波引入来获得来自于该装置的推力。源自围绕空气壳体 205 的圆周布置的独立的燃烧室 240 的这些热波在主流动空气壳体 205 的文氏管燃烧流动区域区段 210 的中心处会聚,造成了实质的文氏管系统。在这些流动流 260 会聚时,形成了马赫效应,将会聚的前缘加速到高达其输入速度的 6 倍,这取决于会聚角。

[0046] 在图 2B 中,示出了改进的火箭发动机的燃烧室 240,其具有与空气壳体轴线 280 所成的大于图 2A 中所示的角 270 的角  $\phi_2$  285。在高速空气流动期间需要该较大的角  $\phi_2$  285,以造成实质的文氏管燃烧流动区域的减小。如图 2A 中所示,在燃烧室 240 中已经触发的高能燃料包 230 的燃烧造成加压流沿由箭头 255 所示的轨迹离开排气端口 245。

[0047] 该焚烧的加热排气偏移且加热文氏管燃烧流动区域区段 210 内侧的空气,模拟由弯曲的流线 265 示出的较窄的孔口。由于在被引入文氏管燃烧流动区域 210 中的空气流中之前,燃料首先在燃烧室 240 中焚烧。角 285 越大,马赫效应就越快,这通过允许以与由箭头 255 绘出的流动轴线成较小的倾斜角引入热波而在较高空气速度下提供了优点。这将便

于更集中的脉冲和空气质量的更快的加速度。

[0048] 由于热前缘的会聚角更尖锐,故实现了快速增加的流动,因此引起由前缘形成锥形空气团,以实现较高的速度。取决于空气流速度而存在一定范围的可能的有利角 285,在较高空气速度运动穿过文氏管燃烧流动区域 210 的情况下,较大的燃烧室 240 的角 285 是可能的。

[0049] 通过从高能燃料包 230 引入能量,以此方式,将大量的热能或焓添加至进入空气中。沿周向会聚的热前缘提供了比与运动的空气流中点燃的燃料的更大的与空气接触的面积,且极为有效。由于向内且远离空气壳体 205 的壁引送进入空气,故空气壳体 205 上存在较少的热应力。

[0050] 取决于使用的燃料或燃料的组合,这些波可以以 2k/s 或更大运动。通过增大或减小角 285 来控制该热波的方向。可调整燃烧室 240 的轴线 275 来利用较高空气速度下的速度的马赫效应增加,同时用作消除在较低或为零的空气入口速度下的背压力的可能性的措施。该应用中的燃料首先在燃烧室 240 中焚烧且不在空气流区域 210 中焚烧的该能力和事实允许在被空气壳体 205 的空气流带走之前燃料有一些时间来完成化学计量的焚烧。以此方式处理燃料确保了为了使空气运动而不在排气热中浪费的目的将从燃料包中获取所有能量。

[0051] 该装置中可使用燃料的混合物,如甲烷、丙烷、煤油或 JP5 以及许多其它的混合物。通过光子器件在纳米尺寸的铝(纳米 Al)块中触发焚烧前缘的能力使这成为可能。由于渐增地输送纳米 Al 燃料包,故该空气运动装置具有瞬时启动和关闭的操作能力。本发明的另一个较大优点在于其没有运动部分,该结果在于操作期间不存在产生的转矩或振动应力。这便于较轻的机身,且因此飞行器的所有部分都可为很轻的构造。

[0052] 图 3 为示例性高能燃料包的示意性断面透视图。透明的外壳 310 将混合物 305 的纳米 Al 颗粒 320 保持在水或水过氧化氢浆料混合物 305 中。附加的燃料(如较大的铝颗粒 315 和其它燃料)可悬浮在混合物 305 中。可使用薄膜密封的铝囊 330,其可具有沿其长度的纳米 Al 引发剂 335,以将其和容纳在内侧的碳氢化合物和氧的混合物 340 点燃。铝囊 330 的一端可具有可燃的塞 325,塞 325 具有密封开口和便于用混合物 340 填充囊 330 的双重目的。可燃的塞 325 可设计成比引发剂 335 更快地焚烧,或在期望囊 330 在其完全氧化之前已经移出初始燃烧区域的应用中替代引发剂 335。

[0053] 图 3A 示出了高能燃料包的径向断面透视图。取决于使用的燃料或燃料的组合,这些波可以以 2k/s 或更大运动。通过增大或减小角 285 来控制该热波的方向。可调整燃烧室 240 的轴线 275 来利用较高速度下的速度的马赫效应增加,同时用作消除处于较低或为零的空气入口速度下的背压力的可能性的措施。该应用中的燃料首先在燃烧室 240 中焚烧且不在空气流区域 210 中焚烧的该能力和事实允许在被空气壳体 205 的空气流带走之前燃料有一些时间来完成化学计量的焚烧。

[0054] 以此方式处理燃料确保了为了使空气运动而不在排气热中浪费的目的将从燃料包中获取所有能量。该装置中可使用燃料的混合物,如甲烷、丙烷、煤油或 JP5 以及许多其它的混合物。通过光子器件在纳米尺寸的铝(纳米 Al)块中触发焚烧前缘的能力使这成为可能。由于渐增地输送纳米 Al 燃料包,故该空气运动装置具有瞬时开启和关闭的操作能力。本发明的另一个较大优点在于其没有运动部分,该结果在于,操作期间不存在产生的转

矩或振动应力。这便于较轻的机身,且因此飞行器的所有部分都可为很轻的构造。

[0055] 许多不同的囊 330 的构造可结合不同混合物 340 和设计使用,以满足使用目标。囊如 330 提供了在较大的发动机(如可在比空气轻的飞船中使用)中的较长燃烧时间,其在较低的空气速度下操作,或在大功率操作期间操作。使用不同成分的包 300 以满足所需的功率水平允许了很快的推力变化。将理解的是,该示例性高能包并未限制完全实现本发明的该燃料输送系统构件的优点所需的变型。

[0056] 此外,在一些冰点以下的应用中,将冰水和纳米 Al 作为外壳使用可提供高空飞行器中的优点,其中可将包制造为结合不同成分使用。同样,外壳 310 可具有与具有可氧化的金属壳体的囊 330 类似的设计。

[0057] 这些推进器的另一个优点在于它们可为飞行器的结构的一部分,提供了进一步的重量节省和成本节省,因为它们的构建便宜且当不再服务时可再循环或报废。该装置的重量为相同直径的常规燃气涡轮发动机的大约 10%。使用该新颖的推力产生原理的飞行器结构中的各处可都预计到这种相同的重量上的减轻,因为减轻了发动机重量,且减小了结构振动和应力。

[0058] 在该推进器可用于向常规飞行器设计供能的同时,其针对尤其更高效地操作的创新的新飞行器设计提供了更大机会。同样,在需要空气运动或空气推力的许多其它应用中,其提供了新的能力。在比空气轻的航空器的情况下,这种类型的推力产生装置是理想的,因为其可在可选择的脉冲模式下操作,且不需要推力来提供飞行器的升力。能够在空气浮力飞行器中脉冲操作的该装置允许此类飞行器在一个位置上使用仅使用足以保持其位置的燃料安静地缓动很长的持续时间。

[0059] 除了其用于有翼的飞行器或火箭推进之外,没有重量和来自于转矩和振动的力使其为比空气轻的使用中理想的推进系统。可将比空气轻的飞行器构建成接近该发动机的圆柱强度和刚度,且将具有很小的前方区域。这将便于降低的阻力和微不足道的雷达截面,该装置的所有这些性质使其为作战的必需品。为该装置的主要结构的气缸的结构完整性使得该推进器即将为大型重量轻的空气动力飞行器的全新家族的候选者。

[0060] 尽管圆柱形状提供了许多优点,但其它构造也是可能的,甚至使用沿翼型件的前缘的许多很小的燃烧器以加速和膨胀在其下方行进空气,造成了浮力。尽管已经参照优选实施例具体地示出和描述了本发明,但将容易理解的是,可在不脱离本发明的精神的情况下在本发明的细节中进行微小变化。已经描述了本发明,我们的请求如下。

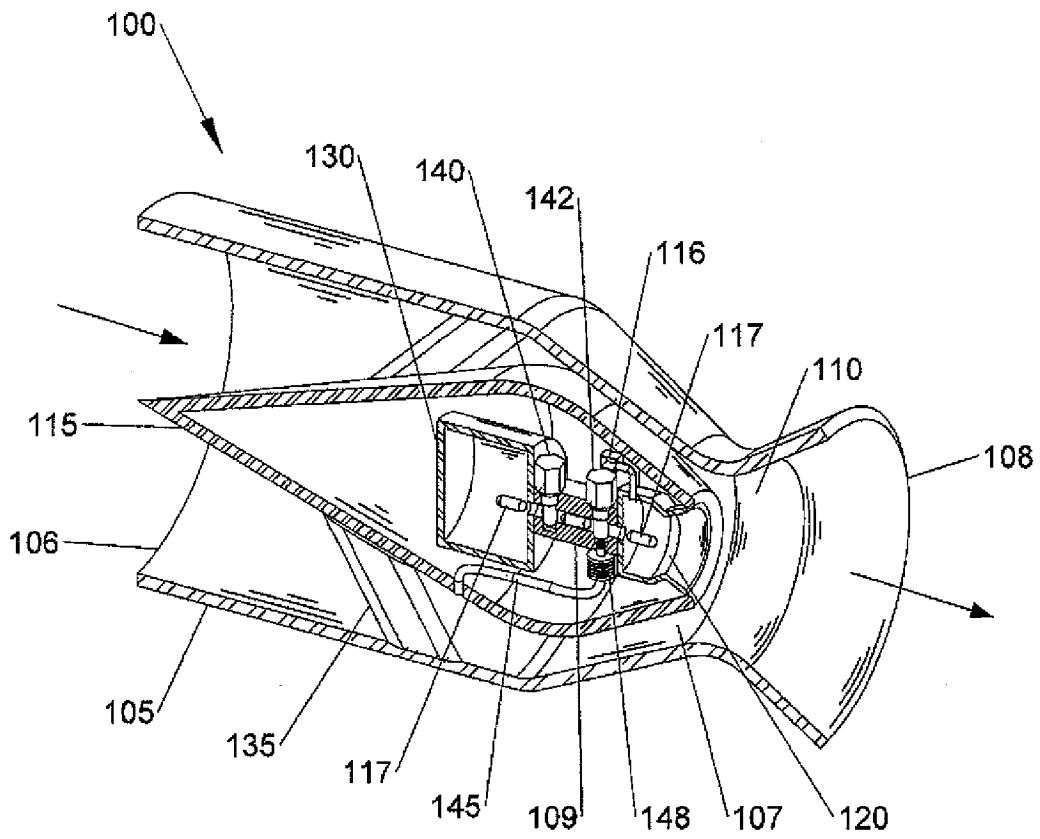


图 1

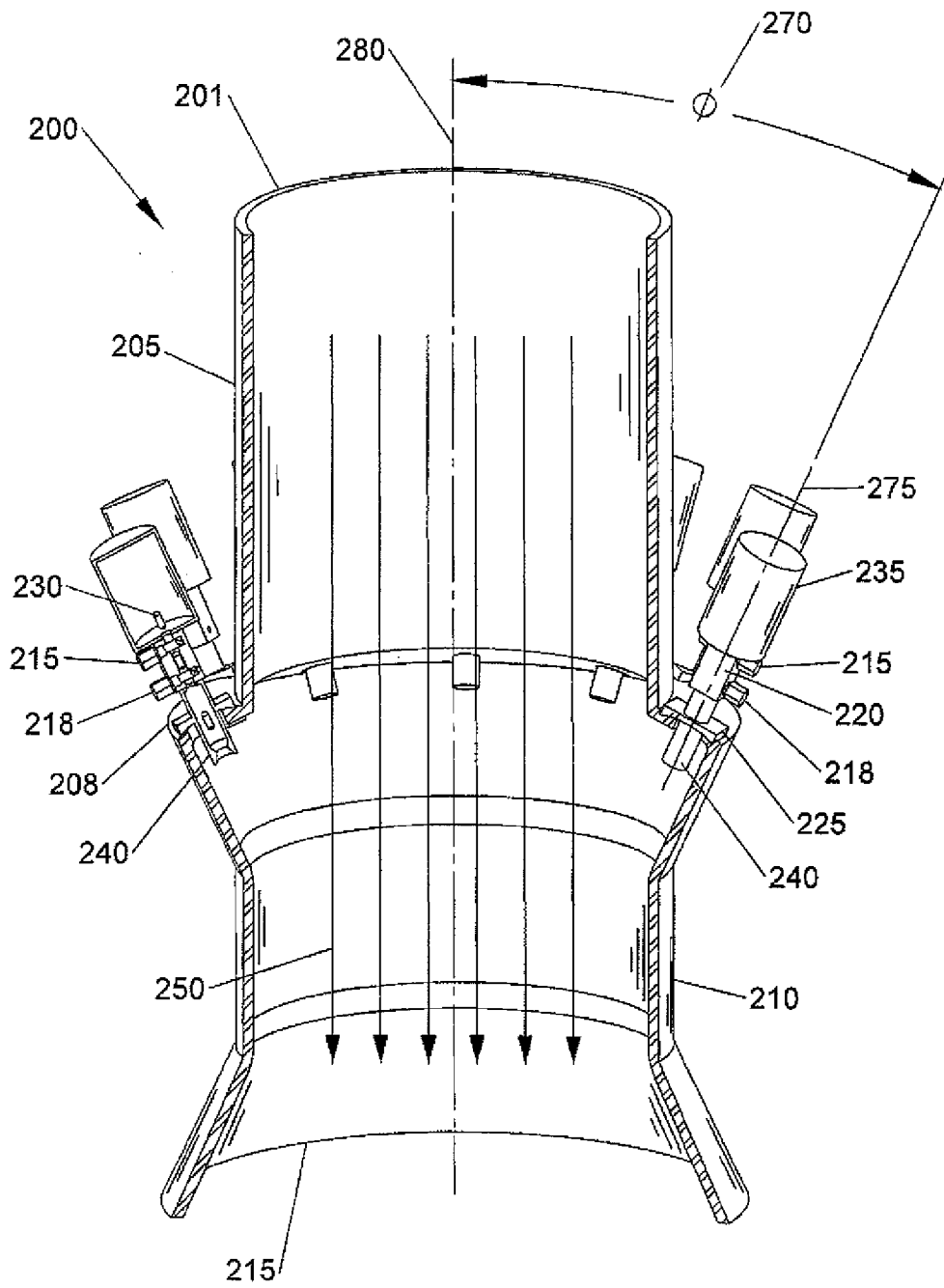


图 2

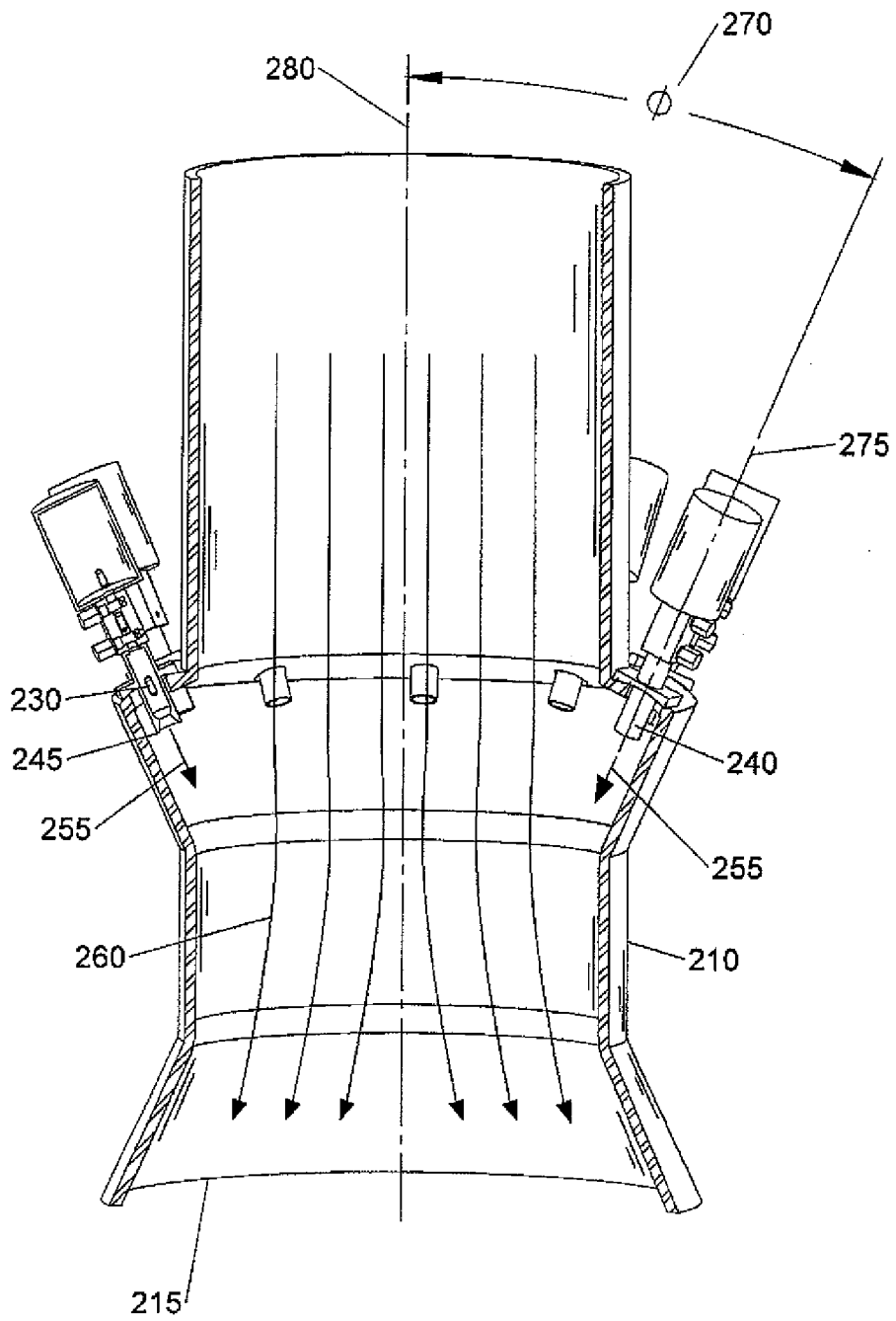


图 2A

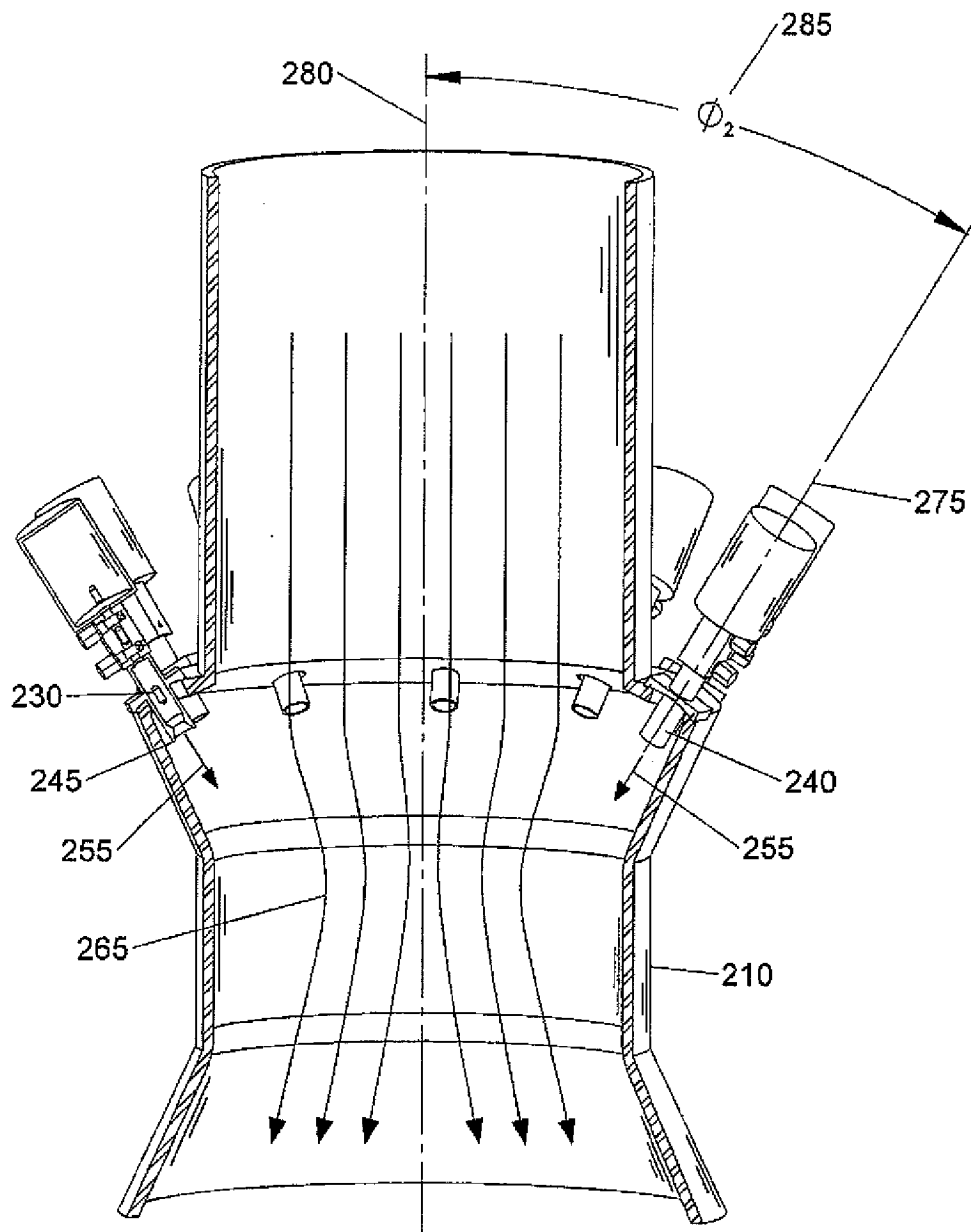


图 2B

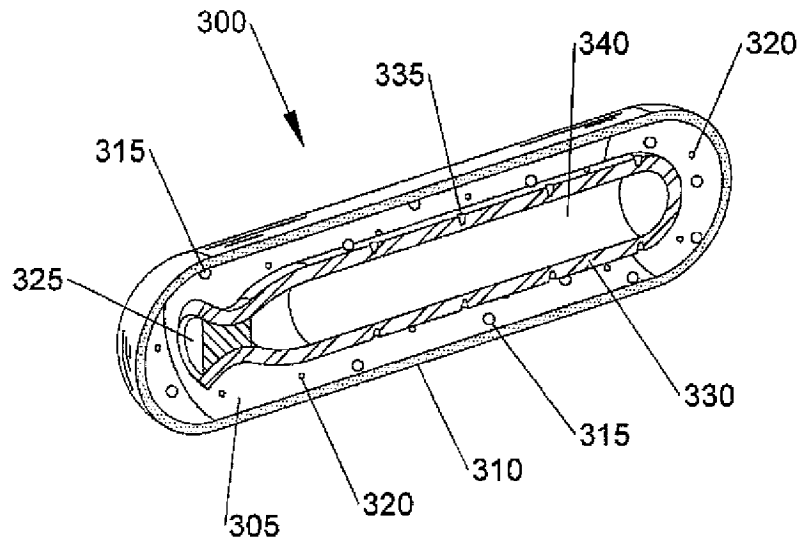


图 3

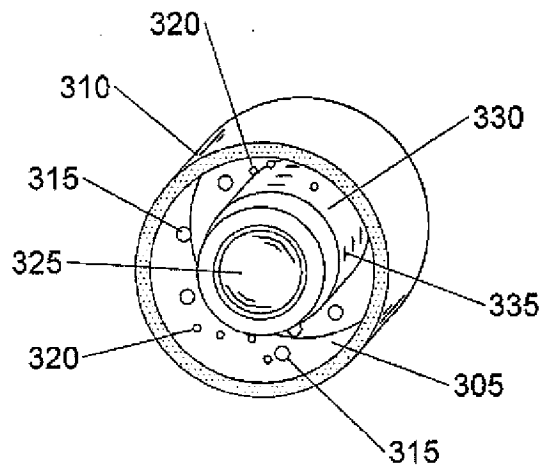


图 3A