



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116006351 A

(43) 申请公布日 2023. 04. 25

(21) 申请号 202210567696.0

(22) 申请日 2022.05.24

(71) 申请人 广东省无叶科技有限公司

地址 523000 广东省东莞市松山湖园区科技二路10号1栋1单元801室

(72) 发明人 陈建元 王泽伟 陈绳龙 毛作海
吴再胜

(74) 专利代理机构 深圳市添源创鑫知识产权代理有限公司 44855

专利代理师 姜书新

(51) Int.Cl.

F02K 7/00 (2006.01)

F02K 9/42 (2006.01)

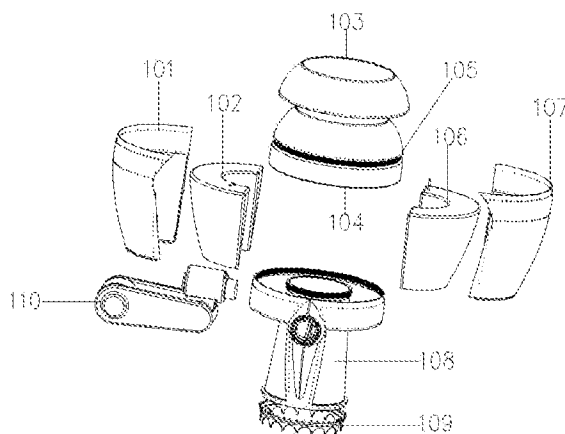
权利要求书2页 说明书6页 附图6页

(54) 发明名称

一种无叶中空航空发动机及火箭

(57) 摘要

本发明提供了一种无叶中空航空发动机及火箭,无叶中空航空发动机包括发动机主体固定架、以及安装在发动机主体固定架的发动机引擎组件、燃料暂存箱、压缩空气暂存气缸,发动机引擎组件包括引擎机构,引擎机构包括燃烧室、点火机构、气路机构、燃料管路机构、空气燃料雾化器。本发明的有益效果是:本发明的无叶中空航空发动机不采用任何叶片来推动整个发动机引擎,而是采用无叶中空的流量放大技术,通过燃料在点燃后的空气膨胀气压(约3兆帕)挤压射入发动机,通过此流量放大技术将康达效应发挥到最大化,因此无需采用复杂的压气机和风叶结构,大幅简化了发动机的成本,且发动机不含贵重的易损件或维护零件,大幅增加了发动机的使用寿命。



1. 一种无叶中空航空发动机,其特征在于:包括发动机主体固定架(108)、以及安装在所述发动机主体固定架(108)的发动机引擎组件、燃料暂存箱(102)、燃料暂存容器,所述燃料暂存箱(102)用于存储第一燃料,所述燃料暂存容器用于存储第二燃料,所述燃料暂存箱(102)设有用于接收第一主燃料的第一接口,所述燃料暂存容器设有用于接收第二主燃料的第二接口,所述发动机引擎组件包括引擎机构,所述引擎机构包括燃烧室(2)、点火机构、输送机构、燃料管路机构、燃料雾化器(29),通过所述燃料管路机构将所述燃料暂存箱(102)内的第一燃料输送至所述燃料雾化器(29)内,通过所述输送机构将燃料暂存容器内的第二燃料输送至所述燃料雾化器(29),所述燃料雾化器(29)用于将第一燃料和第二燃料混合后喷射入所述燃烧室(2)内,所述燃烧室(2)设有喷射口,所述发动机主体固定架(108)设有中空孔,所述点火机构用于对所述燃烧室(2)内的燃料进行点火产生高压气体,所述燃烧室(2)内的高压气体经所述喷射口喷向所述中空孔。

2. 根据权利要求1所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:所述点火机构包括火花塞(11)、火花塞控制器(24),所述火花塞控制器(24)与所述火花塞(11)相连,通过所述火花塞控制器(24)控制所述火花塞(11)的启动。

3. 根据权利要求1所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:所述输送机构为气路机构,所述气路机构包括压缩空气电磁阀(18)、气管控制器(28),所述燃料暂存容器为压缩空气暂存气缸(106),所述压缩空气暂存气缸(106)与所述燃料雾化器(29)之间通过空气管道(19)连通,所述压缩空气电磁阀(18)安装在所述空气管道(19)上,所述气管控制器(28)用于对所述压缩空气电磁阀(18)进行控制。

4. 根据权利要求1所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:燃料管路机构包括燃油过滤器(6)、燃油增压泵(5)、燃油电磁阀(3)、燃料管道(4)、燃油阀控制器(23),所述燃料暂存箱(102)与所述燃料雾化器(29)之间通过所述燃料管道(4)连通,所述燃油电磁阀(3)安装在所述燃料管道(4)上,燃料通过所述燃油过滤器(6)和所述燃油增压泵(5)后再通过所述燃油电磁阀(3)进入燃料管道(4)内,所述燃油阀控制器(23)用于对所述燃油电磁阀(3)进行控制。

5. 根据权利要求2所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:所述引擎机构还包括单相机械式排气阀(1),所述燃烧室(2)内的高压气体通过单相机械式排气阀(1)进入所述喷射口。

6. 根据权利要求5所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:所述燃烧室(2)由多个腔体组合而成,所述火花塞(11)数量与所述腔体数量相同,每个火花塞(11)对应一个腔体;所述引擎机构还包括燃烧室转轴底盘(13),所述单相机械式排气阀(1)和所述燃料雾化器(29)安装在所述燃烧室转轴底盘(13)上;

所述发动机引擎组件还包括发动机旋转主体下壳(104)、以及与所述发动机旋转主体下壳(104)安装在一起的发动机主体上壳(105),所述引擎机构安装在所述发动机旋转主体下壳(104)和所述发动机主体上壳(105)之间,所述燃烧室(2)安装在所述燃烧室转轴底盘(13)上,所述燃烧室转轴底盘(13)安装在所述发动机旋转主体下壳(104)内,通过驱动机构驱动所述发动机旋转主体下壳(104)转动。

7. 根据权利要求1所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:所述引擎机构还包括冷却系统,所述冷却系统包括冷却泵(9)、冷却管(7)、热交换器(8),通过所述冷却系统对所述燃

烧室(2)进行冷却降温;所述冷却泵(9)与所述冷却管(7)相连,所述冷却管(7)与所述热交换器(8)相连;所述燃烧室(2)设有散热翅片。

8.根据权利要求6所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:所述驱动机构包括减速电机(26)、摆向齿轮(27)、减速电机固定支架(25),减速电机(26)与摆向齿轮(27)通过减速电机固定支架(25)固定在发动机主体上壳(105)上,所述减速电机(26)驱动所述摆向齿轮(27)摆动,所述摆向齿轮(27)带动所述发动机旋转主体下壳(104)及燃烧室(2)的旋转和制锁。

9.根据权利要求1所述的无叶中空航空发动机,其特征在于:该无叶中空航空发动机还包括外壳、发动机双轴支撑臂(110),所述外壳安装在所述发动机主体固定架(108)上,所述外壳将所述发动机引擎组件、所述暂存油箱(102)和所述暂存压缩空气气缸(106)包裹在其中,所述发动机双轴支撑臂(110)安装在所述外壳上,所述发动机双轴支撑臂(110)包括第一转轴(111)和第二转轴(112),所述第一转轴(111)能够进行横向转动,所述第二转轴(112)能够进行纵向转动。

10.一种火箭,其特征在于:包括火箭本体、齿轮轨道、权利要求1至9任一项所述的无叶中空航空发动机,所述齿轮轨道安装在所述火箭本体上,所述无叶中空航空发动机安装在所述齿轮轨道上,且所述无叶中空航空发动机能够在所述齿轮轨道上移动,当火箭的燃料桶分离时,所述无叶中空航空发动机沿着所述齿轮轨道向上攀升。

一种无叶中空航空发动机及火箭

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机技术领域,尤其涉及一种无叶中空航空发动机及火箭。

背景技术

[0002] 航空业界多采用风叶压气机和风叶结构作为飞机或飞行器,但风叶结构较为复杂且其使用寿命有一定的局限,且一般都是发动机在运行5000-8000小时后就需要更换发动机末端的高温叶片;因此航空发动机维护成本极高。

[0003] 传统航空发动机的风叶在空中高速运行时,若遇到外力不明因素,如大型鸟兽碰撞到发动机进风口风叶时,恶劣天气大风刮起的异物如树枝等硬物被吸入发动机时,将严重危害航空发动机高速运行的安全性,航空发动机风叶也因异物会产生不可逆转的破坏而导致空难的发生。

[0004] 传统航空发动机因结构复杂因此飞行器或飞机则需要通过机翼、尾翼等多种复杂的导向结构来控制飞行器/飞机的起飞、降落,不仅结构复杂且体积庞大。

发明内容

[0005] 本发明提供了一种无叶中空航空发动机,包括发动机主体固定架、以及安装在所述发动机主体固定架的发动机引擎组件、燃料暂存箱、燃料暂存容器,所述燃料暂存箱用于存储第一燃料,所述燃料暂存容器用于存储第二燃料,所述燃料暂存箱设有用于接收第一主燃料的第一接口,所述燃料暂存容器设有用于接收第二主燃料的第二接口,所述发动机引擎组件包括引擎机构,所述引擎机构包括燃烧室、点火机构、输送机构、燃料管路机构、燃料雾化器,通过所述燃料管路机构将所述燃料暂存箱内的第一燃料输送至所述燃料雾化器内,通过所述输送机构将燃料暂存容器内的第二燃料输送至所述燃料雾化器,所述燃料雾化器用于将第一燃料和第二燃料混合后喷射入所述燃烧室内,所述燃烧室设有喷射口,所述发动机主体固定架设有中空孔,所述点火机构用于对所述燃烧室内的燃料进行点火产生高压气体,所述燃烧室内的高压气体经所述喷射口喷向所述中空孔。

[0006] 作为本发明的进一步改进,所述点火机构包括火花塞、火花塞控制器,所述火花塞控制器与所述火花塞相连,通过所述火花塞控制器控制所述火花塞的启动。

[0007] 作为本发明的进一步改进,所述输送机构为气路机构,所述气路机构包括压缩空气电磁阀、气管控制器,所述燃料暂存容器为压缩空气暂存气缸,所述压缩空气暂存气缸与所述燃料雾化器之间通过空气管道连通,所述压缩空气电磁阀安装在所述空气管道上,所述气管控制器用于对所述压缩空气电磁阀进行控制。

[0008] 作为本发明的进一步改进,燃料管路机构包括燃油过滤器、燃油增压泵、燃油电磁阀、燃料管道、燃油阀控制器,所述燃料暂存箱与所述燃料雾化器之间通过所述燃料管道连通,所述燃油电磁阀安装在所述燃料管道上,燃料通过所述燃油过滤器和所述燃油增压泵后再通过所述燃油电磁阀进入燃料管道内,所述燃油阀控制器用于对所述燃油电磁阀进行控制。

[0009] 作为本发明的进一步改进,所述引擎机构还包括单相机械式排气阀,所述燃烧室内的高压气体通过单相机械式排气阀进入所述喷射口。

[0010] 作为本发明的进一步改进,所述燃烧室由多个腔体组合而成,所述火花塞数量与所述腔体数量相同,每个火花塞对应一个腔体;所述引擎机构还包括燃烧室转轴底盘,所述单相机械式排气阀和所述燃料雾化器安装在所述燃烧室转轴底盘上;

[0011] 所述发动机引擎组件还包括发动机旋转主体下壳、以及与所述发动机旋转主体下壳安装在一起的发动机主体上壳,所述引擎机构安装在所述发动机旋转主体下壳和所述发动机主体上壳之间,所述燃烧室安装在所述燃烧室转轴底盘上,所述燃烧室转轴底盘安装在所述发动机旋转主体下壳内,通过驱动机构驱动所述发动机旋转主体下壳转动。

[0012] 作为本发明的进一步改进,所述引擎机构还包括冷却系统,所述冷却系统包括冷却泵、冷却管、热交换器,通过所述冷却系统对所述燃烧室进行冷却降温;所述冷却泵与所述冷却管相连,所述冷却管与所述热交换器相连;所述燃烧室设有散热翅片。

[0013] 作为本发明的进一步改进,所述驱动机构包括减速电机、摆向齿轮、减速电机固定支架,减速电机与摆向齿轮通过减速电机固定支架固定在发动机主体上壳上,所述减速电机驱动所述摆向齿轮摆动,所述摆向齿轮带动所述发动机旋转主体下壳及燃烧室的旋转和制锁。

[0014] 作为本发明的进一步改进,该无叶中空航空发动机还包括外壳、发动机双轴支撑臂,所述外壳安装在所述发动机主体固定架上,所述外壳将所述发动机引擎组件、所述暂存油箱和所述暂存压缩空气气缸包裹在其中,所述发动机双轴支撑臂安装在所述外壳上,所述发动机双轴支撑臂包括第一转轴和第二转轴,所述第一转轴能够进行横向转动,所述第二转轴能够进行纵向转动。

[0015] 本发明还提供了一种火箭,包括火箭本体、齿轮轨道、本发明所述的无叶中空航空发动机,所述齿轮轨道安装在所述火箭本体上,所述无叶中空航空发动机安装在所述齿轮轨道上,且所述无叶中空航空发动机能够在所述齿轮轨道上移动,当火箭的燃料桶分离时,所述无叶中空航空发动机沿着所述齿轮轨道向上攀升。

[0016] 本发明的有益效果是:本发明的无叶中空航空发动机不采用任何叶片来推动整个发动机引擎,而是采用无叶中空的流量放大技术,通过燃料(汽油/液氢液氧/天然气等等可燃气体)在点燃后的空气膨胀气压(约3兆帕)挤压射入发动机,通过此流量放大技术将康达效应发挥到最大化,因此无需采用复杂的压气机和风叶结构,大幅简化了发动机的成本,且发动机不含贵重的易损件或维护零件,大幅增加了发动机的使用寿命。

附图说明

[0017] 图1是本发明的结构示意图;

[0018] 图2是本发明的分解结构示意图;

[0019] 图3是发动机引擎组件分解结构示意图;

[0020] 图4是单相机械式排气阀结构示意图;

[0021] 图5是火花塞结构示意图;

[0022] 图6是压缩空气电磁阀结构示意图;

[0023] 图7是空气燃料雾化器结构示意图。

具体实施方式

[0024] 如图1至7所示,本发明公开了一种无叶中空航空发动机,包括发动机主体固定架108、以及安装在所述发动机主体固定架108的发动机引擎组件、燃料暂存箱102、燃料暂存容器,所述燃料暂存箱102用于存储第一燃料,所述燃料暂存容器用于存储第二燃料,所述燃料暂存箱102设有用于接收第一主燃料的第一接口,所述燃料暂存容器设有用于接收第二主燃料的第二接口,所述发动机引擎组件包括引擎机构,所述引擎机构包括燃烧室2、点火机构、输送机构、燃料管路机构、燃料雾化器29,通过所述燃料管路机构将所述燃料暂存箱102内的第一燃料输送至所述燃料雾化器29内,通过所述输送机构将燃料暂存容器内的第二燃料输送至所述燃料雾化器29,所述燃料雾化器29用于将第一燃料和第二燃料混合后喷射入所述燃烧室2内,所述燃烧室2设有喷射口,所述发动机主体固定架108设有中空孔,所述点火机构用于对所述燃烧室2内的燃料进行点火产生高压气体,所述燃烧室2内的高压气体经所述喷射口喷向所述中空孔。

[0025] 本发明中的燃料无局限性,燃料可以使用汽油、液氢、液氧,例如,本发明的无叶中空航空发动机应用于飞机上时,第一燃料为汽油,第二燃料为压缩空气,主燃料箱内存储有汽油,主燃料箱安装在飞机上,通过第一接口将主燃料箱内的汽油输送至燃料暂存箱102内;产生压缩空气的压缩机将固定在机舱尾部,通过第二接口对燃料暂存容器的供气补给以及机舱内的自然空气补给。

[0026] 例如,当本发明的无叶中空航空发动机应用于火箭上时,第一燃料为液氢,第二燃料为液氧。

[0027] 所述点火机构包括火花塞11、火花塞控制器24,所述火花塞控制器24与所述火花塞11相连,通过所述火花塞控制器24控制所述火花塞11的启动。火花塞11选用双铱金6级火花塞,火花塞控制器24与火花塞11通过火花塞特氟龙线20相连,火花塞控制器24则通过火花塞特氟龙线20将高压电送入双铱金火花塞进行点火控制。

[0028] 下面以第一燃料为汽油、第二燃料为压缩空气为例介绍本发明,所述输送机构为气路机构,所述气路机构包括压缩空气电磁阀18、气管控制器28,所述燃料暂存容器为压缩空气暂存气缸106,所述压缩空气暂存气缸106与所述燃料雾化器29之间通过空气管道19连通,所述压缩空气电磁阀18安装在所述空气管道19上,所述气管控制器28用于对所述压缩空气电磁阀18进行控制。

[0029] 燃料管路机构包括燃油过滤器6、燃油增压泵5、燃油电磁阀3、燃料管道4、燃油阀控制器23,所述燃料暂存箱102与所述燃料雾化器29之间通过所述燃料管道4连通,所述燃油电磁阀3安装在所述燃料管道4上,燃料通过所述燃油过滤器6和所述燃油增压泵5后再通过所述燃油电磁阀3进入燃料管道4内,所述燃油阀控制器23用于对所述燃油电磁阀3进行控制。

[0030] 气管控制器28与压缩空气电磁阀18之间通过导线相连,燃油阀控制器23与燃油电磁阀3之间通过导线相连,上述导线则按燃烧室2的顺序配线并收纳在线槽盒16内,并通过线槽支撑架14、线槽底板固定架15固定在发动机旋转外壳17上。

[0031] 所述引擎机构还包括单相机械式排气阀1,所述燃烧室2内的高压气体通过单相机械式排气阀1进入所述喷射口。

[0032] 所述燃烧室2由多个腔体组合而成,所述火花塞11数量与所述腔体数量相同,每个

火花塞11对应一个腔体;所述引擎机构还包括燃烧室转轴底盘13,所述单相机械式排气阀1和所述空气燃料雾化器29安装在所述燃烧室转轴底盘13上。例如,燃烧室2由12个腔体组合而成,刚开始启动时,燃烧室2可按需要通过火花塞控制器24进行启动时的双室点火转变成3室点火、4室点火、甚至起飞时的6室点火需要,以便控制发动机内燃气室内的爆破压力气体。

[0033] 所述发动机引擎组件还包括发动机旋转主体下壳104、以及与所述发动机旋转主体下壳104安装在一起的发动机主体上壳105,所述引擎机构安装在所述发动机旋转主体下壳104和所述发动机主体上壳105之间,所述燃烧室2安装在所述燃烧室转轴底盘13上,所述燃烧室转轴底盘13安装在所述发动机旋转主体下壳104内,通过驱动机构驱动所述发动机旋转主体下壳104转动。

[0034] 燃烧室2的燃料被点燃后燃烧室2内将产生高压高温的膨胀气体,此气体通过喷射口喷出形成强大由前方往后方的推力,而此推力的最佳放大倍率则需要燃烧室2及发动机旋转主体下壳104通过旋转微调来达到最佳推力效果,但在发动机稳定后就无需旋转调节。

[0035] 所述引擎机构还包括冷却系统,所述冷却系统包括冷却泵9、冷却管7、热交换器8,通过所述冷却系统对所述燃烧室2进行冷却降温,所述冷却泵9与所述冷却管7相连,所述冷却管7与所述热交换器8相连。冷却系统使用冷却液对燃烧室2所产生的高温进行冷却作用;当该发动机燃料采用液氢液氧时,利用冷却管7对燃烧室2内所产生的超高温进行冷却,以确保发动机的零件不超温运行和延长该发动机的寿命与安全性。

[0036] 冷却泵9与冷却管7内含有冷却液或冷却油作为散热媒介,当燃烧室2在起飞初期时因外界温度属于常温 25°C - 30°C ,因此冷却泵9将启动并将燃烧室壁的温度通过内部隐藏的冷却管道通过接头,管道,热交换器配件形成一个封闭循环管路将燃烧室2内的高温通过此循环管路将温度传导至热交换器8内进行温度转移和缓冲,当航空飞机在高空飞行时,高空温度为 -40°C 至 -60°C 的低温进行散热,因此冷却系统将关闭如同汽车的冷却系统。

[0037] 所述燃烧室2设有散热翅片,除了节约贵金属材料的使用外,还起到了防碰撞变形作用且还具备了燃烧室2内高温散热作用(飞行器、飞机在1万米高空时的周围温度约 -40°C 至 60°C ,因此冷却管路可在高空时关闭节约能源)。

[0038] 所述驱动机构包括减速电机26、摆向齿轮27、减速电机固定支架25,减速电机26与摆向齿轮27通过减速电机固定支架25固定在发动机主体上壳105上,所述减速电机26驱动所述摆向齿轮27摆动,所述摆向齿轮27带动所述发动机旋转主体下壳104及燃烧室2的旋转和制锁。通过减速电机26的调整,可优化燃烧室2喷射口的气流量以便控制流量放大装置中的康达效应最大化。

[0039] 该无叶中空航空发动机还包括外壳、发动机双轴支撑臂110,所述外壳安装在所述发动机主体固定架108上,所述外壳将所述发动机引擎组件、所述暂存油箱102和所述暂存压缩空气气缸106包裹在其中,所述发动机双轴支撑臂110安装在所述外壳上。

[0040] 传统航空飞机都较长的飞机跑道作为飞机起飞和降落的主要目的,且绝大部分的航空引擎都不具备垂直起飞和降落的能力,因此海上的航空母舰,飞机跑道一旦受损,绝大部分的飞机就无法起飞。为了解决这一问题,本发明的发动机双轴支撑臂110包括第一转轴111和第二转轴112,所述第一转轴111能够进行横向转动,所述第二转轴112能够进行纵向转动,第一转轴111可 90° 摆动来调节飞行器、飞机的左右方向,第二转轴112则是控制整个

发动机的上下90度摆动方向来控制飞行器、飞机的垂直升降功能。

[0041] 所述外壳包括安装在所述发动机主体固定架108上的主体外壳左盖101、发动机主体上盖103、主体外壳右盖107,所述发动机主体固定架108末端安装锯齿边导流罩109。

[0042] 燃烧室2爆破后的压力气体可达 $25-30\text{kgf/cm}^2$,此高压气体将通过单相机械式排气阀1(3个为一组)进入燃烧室2中关键的喷射口,该喷射口呈环绕模式向发动机中空孔内的狭小缝隙挤压喷出,此挤压后的强力气流将在无叶中空孔内产生强大的康达效应,该康达效应将前方的冷空气与燃烧室2喷出的气流结合成为综合气流,该气流的流量放大比例将与燃烧室2内爆破的压力成正比,压力越高,流量放大效果越强。其流量放大倍率如下所示:

[0043] 燃烧室2内压在 5kgf/cm^2 时其流量放大倍率约为15倍(压缩空气)。

[0044] 燃烧室2内压在 7kgf/cm^2 时其流量放大倍率约为20倍(压缩空气)。

[0045] 燃烧室2内压在 25kgf/cm^2 时其流量放大倍率约为75倍(汽油燃料)。

[0046] 燃烧室2内压在 100kgf/cm^2 时其流量放大倍率约为300倍(氢氧燃料)。

[0047] 通过上述流量放大倍率所产生的气流在发动机中空后方射出产生推力来达到飞行器、飞机、火箭向前推进的动力。

[0048] 冷却泵9和燃油增压泵5固定在双泵固定座12上,高压钢丝防爆油管10、高压钢丝防爆气管21、支撑架22。燃料暂存箱102与压缩空气暂存气缸106是固定在支撑架上不会随着上述发动机旋转主体移动,因此燃料+压缩空气将通过高压钢丝防爆油管10和高压钢丝防爆气管21链接至上述发动机内的(燃油增压泵5和压缩空气电磁阀18)可旋转移动部件,因此上述管道是耐高压耐高温的防爆管链接移动零件时用的。

[0049] 传统火箭发动机的燃料多采用液氢和液氧为主要燃料,但一般都不具备到外太空往返的燃料,且尾部的火箭发动机在升空后燃料空罐子还需要和主体火箭进行脱离,脱离后的发动机就存在不可回收或遗失的风险,因此传统火箭升空的制造成本就非常昂贵。为了解决这一问题,本发明还公开了一种火箭,包括火箭本体、齿轮轨道、本发明所述的无叶中空航空发动机,所述齿轮轨道安装在所述火箭本体上,所述无叶中空航空发动机安装在所述齿轮轨道上,且所述无叶中空航空发动机能够在所述齿轮轨道上移动,当火箭的燃料桶分离时,所述无叶中空航空发动机沿着所述齿轮轨道向上攀升。在使用时,无叶中空航空发动机安装于火箭末端,当末端的燃料桶要分离时,无叶中空航空发动机向上攀升,攀升的无叶中空航空发动机始终在火箭本体的齿轮轨道上,无叶中空航空发动机不会和燃料桶一起脱离火箭本体。当无叶中空航空发动机所在的燃料桶要分离时,无叶中空航空发动机向上攀升即可。

[0050] 本发明的无叶中空航空发动机可以安装在飞机、飞行器、无人机、火箭上。

[0051] 本发明具有如下技术优势:

[0052] 1. 本发明的无叶中空航空发动机不采用任何叶片来推动整个发动机引擎,而是采用无叶中空的流量放大技术,通过燃料(汽油/液氢液氧/天然气等等可燃气体)在点燃后的空气膨胀气压(约3兆帕)挤压射入发动机,通过此流量放大技术将康达效应发挥到最大化,因此无需采用复杂的压气机和风叶结构,大幅简化了发动机的成本,且发动机不含贵重的易损件或维护零件,大幅增加了发动机的使用寿命。

[0053] 2. 本发明采用无叶中空结构,引擎前端采用钛合金结构,内部无任何风叶结构,所

以当飞行器、飞机在飞行中遇到鸟兽树枝等异物时将会直接贯通中空引擎,因此提高了飞行器/飞机运行中的安全性大幅降低了飞行器、飞机的安全隐患,大幅度降低空难发生的危险性。

[0054] 3. 本发明中的发动机驱动结构简单,整个发动机链接部分只需一根燃油管道4、空气管道19和控制电缆线即可控制引擎的点火,供气,燃料,因此可直接对整个航空发动机进行垂直摆向和左右摆向。解决了飞行器、飞机的灵活机动性(如无人机的操作机动性)。

[0055] 4. 本发明的无叶中空航空发动机采用了发动机双轴支撑臂110,且双轴可摆动 90° 其中垂直轴的摆动可控制飞行器/飞机的垂直升降/起飞/降落的目的,左右轴则可控制飞行器/飞机的摆向,解决了飞行器、飞机垂直升降功能的同时还不影响发动机的性能,摆脱了飞行器、飞机需要依赖跑道升降的问题。

[0056] 5. 当本发明发动机燃料由燃油转成液氢和液氧时,液氧液氢在点燃后的超高温所产生的空气膨胀压力更大,经无叶中空流量发动机的气流放大后,可与现有火箭发动机的推力无太大差异,但其消耗的燃料则可节约可达一倍以上,因此解决了传统火箭发动机的里程较短问题或航空设备的负载量的问题;其次因无叶中空航空发动机的结构简单,在配合齿轮导轨的结构设计时可沿着燃料桶的使用量而向上平行移动,燃料桶底部为燃料优先使用,通过可回收管方式直达火箭顶端再经过齿轮导轨的方式链接到4组无叶中空发动,通过本发动机的流量放大后方产生推力推动该火箭;当底部燃料桶耗尽时,4组发动机则沿着齿轮轨道向上攀升至第二节,而底部第一节空燃料桶则可进行脱离,以此类推,当全部燃料空桶耗尽后,无叶中空航空发动机将攀升至顶部,因此解决了火箭发动机可循环使用和增加了续航里程的问题。

[0057] 以上内容是结合具体的优选实施方式对本发明所作的进一步详细说明,不能认定本发明的具体实施只局限于这些说明。对于本发明所属技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干简单推演或替换,都应当视为属于本发明的保护范围。

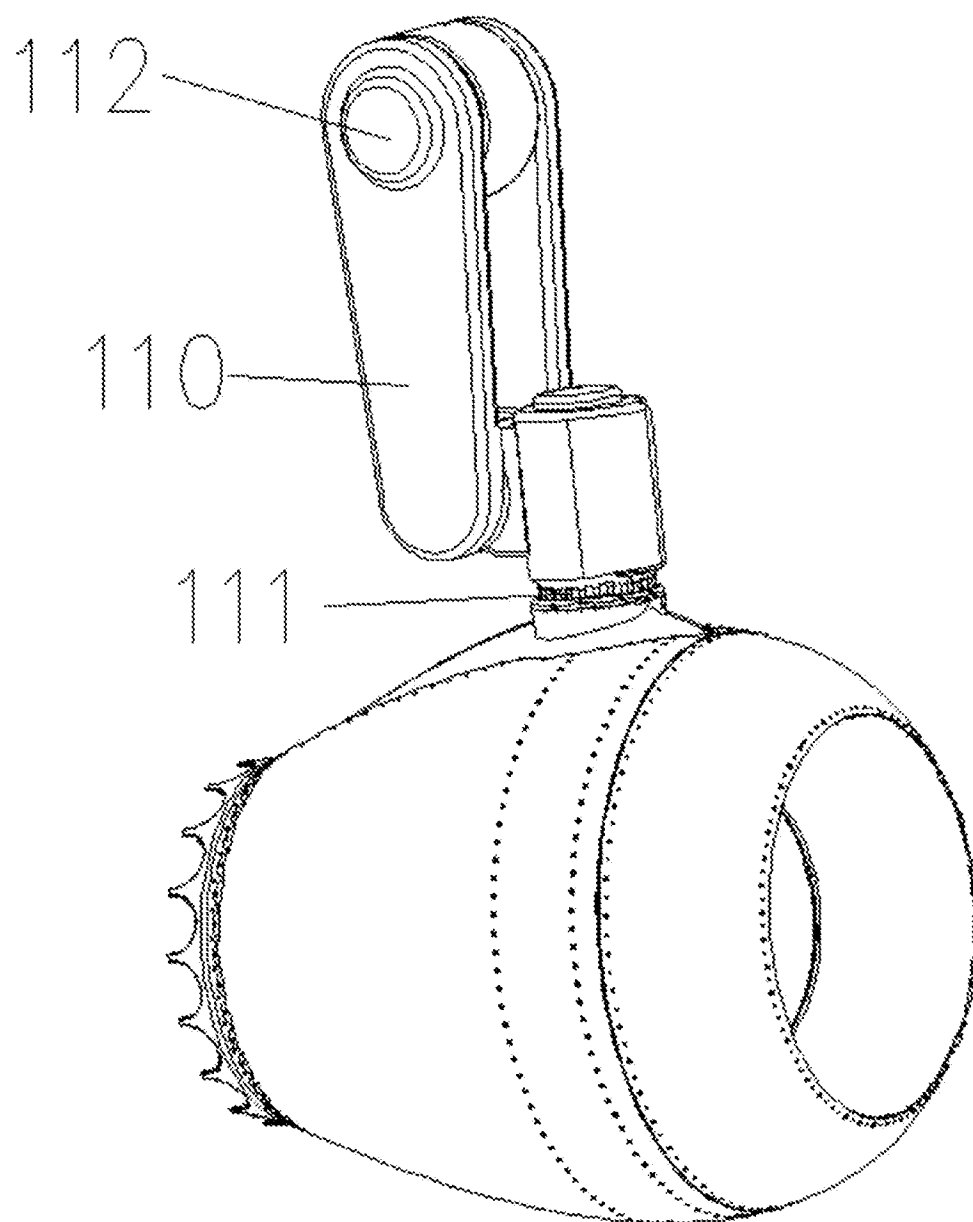


图1

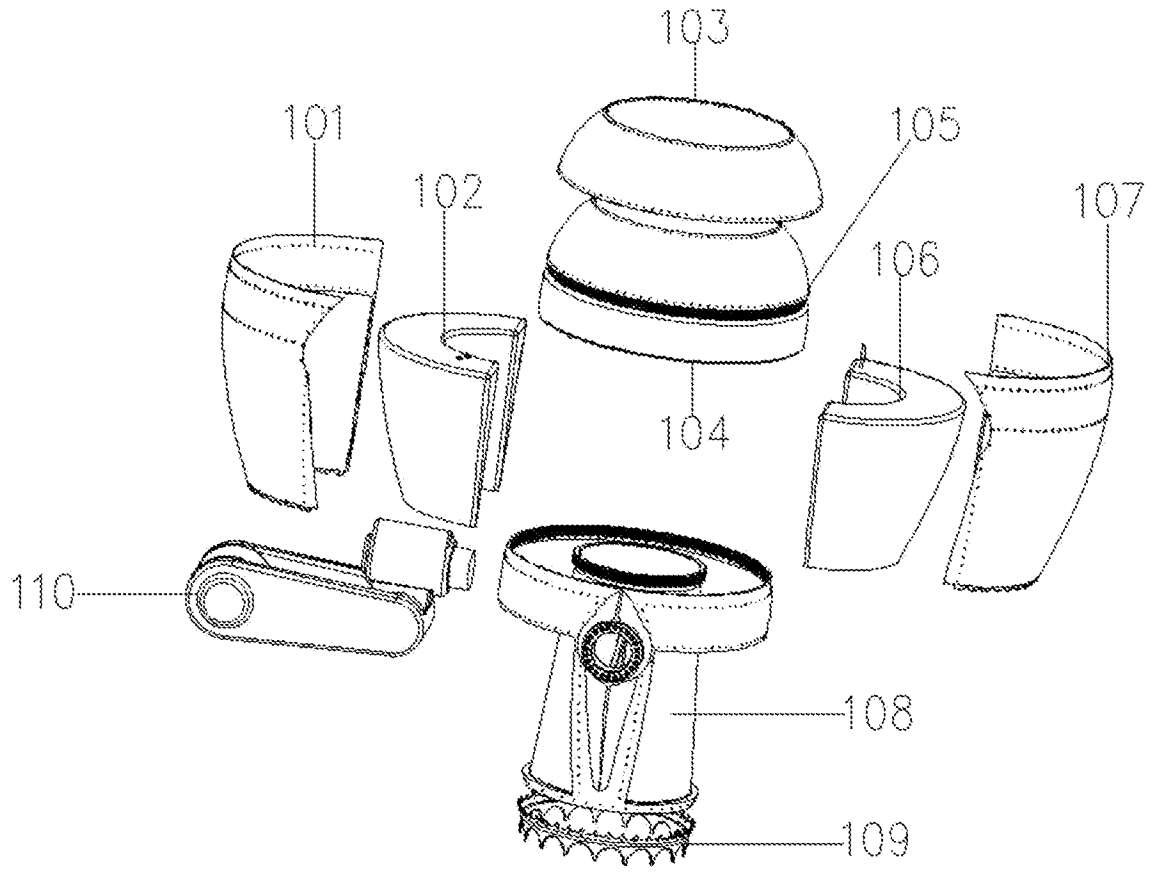


图2

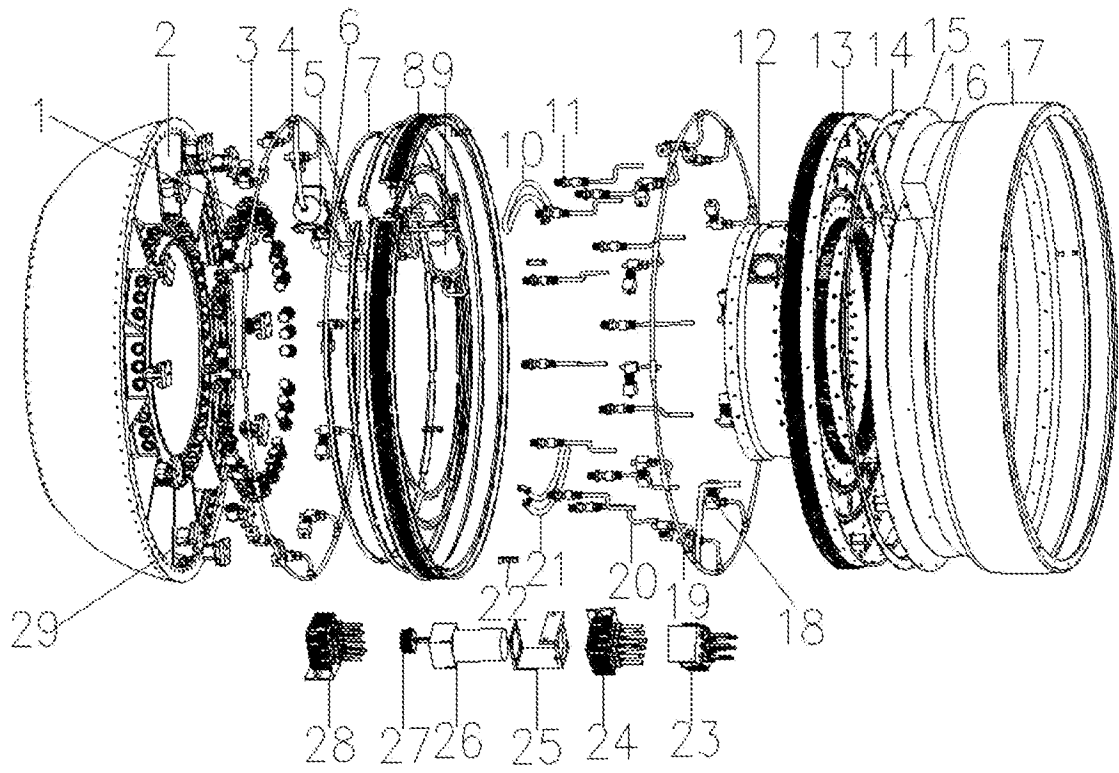


图3

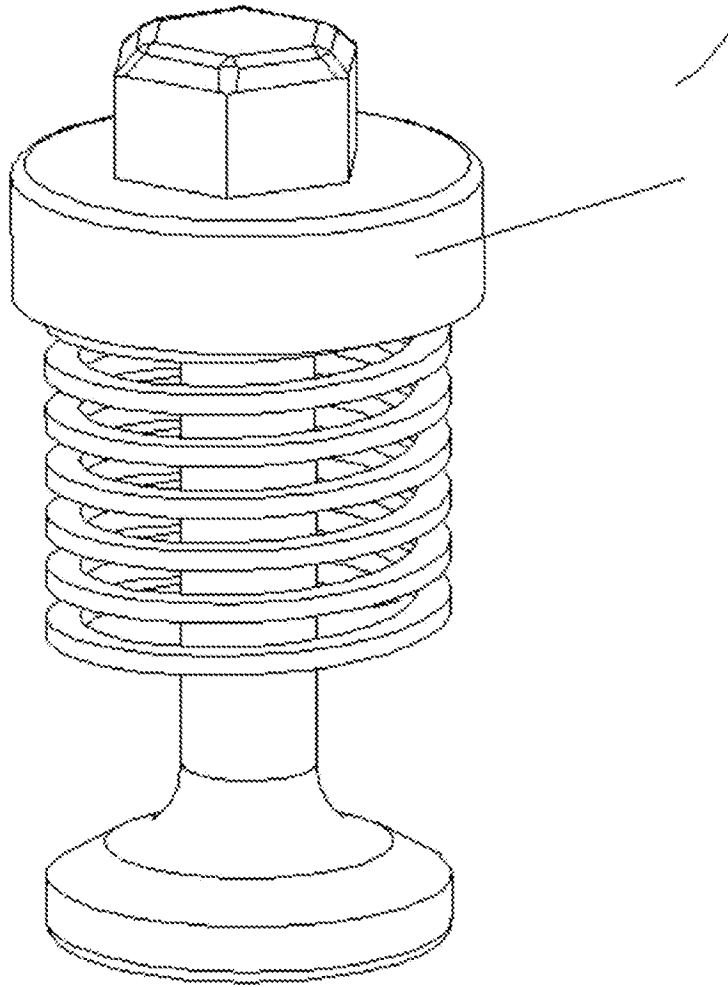


图4

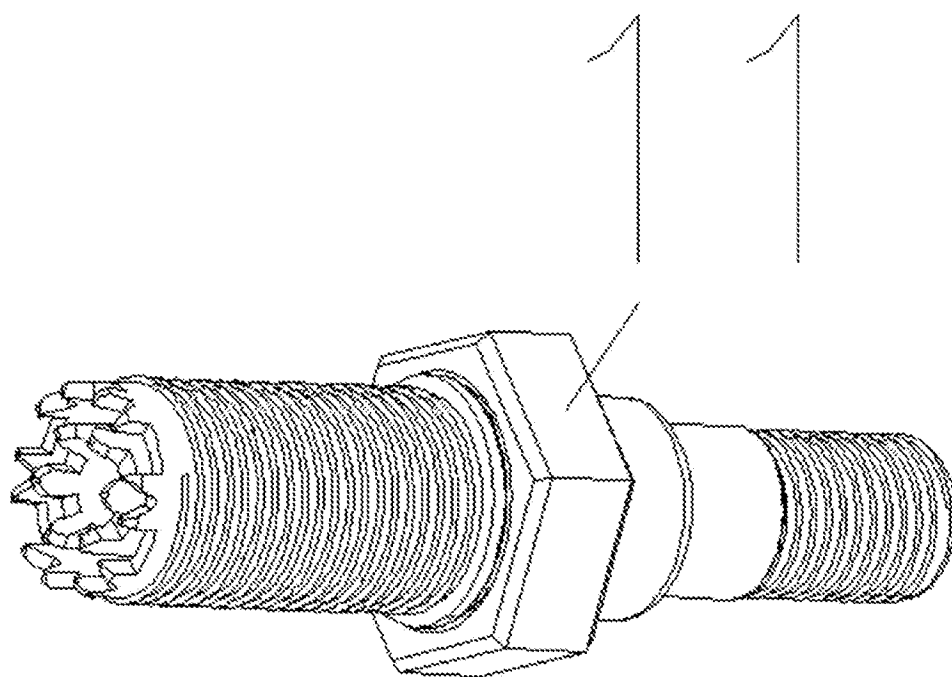


图5

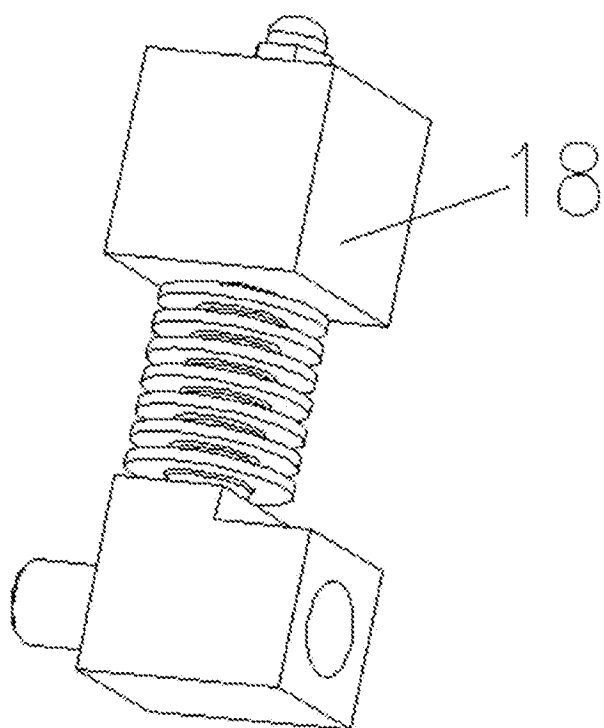


图6

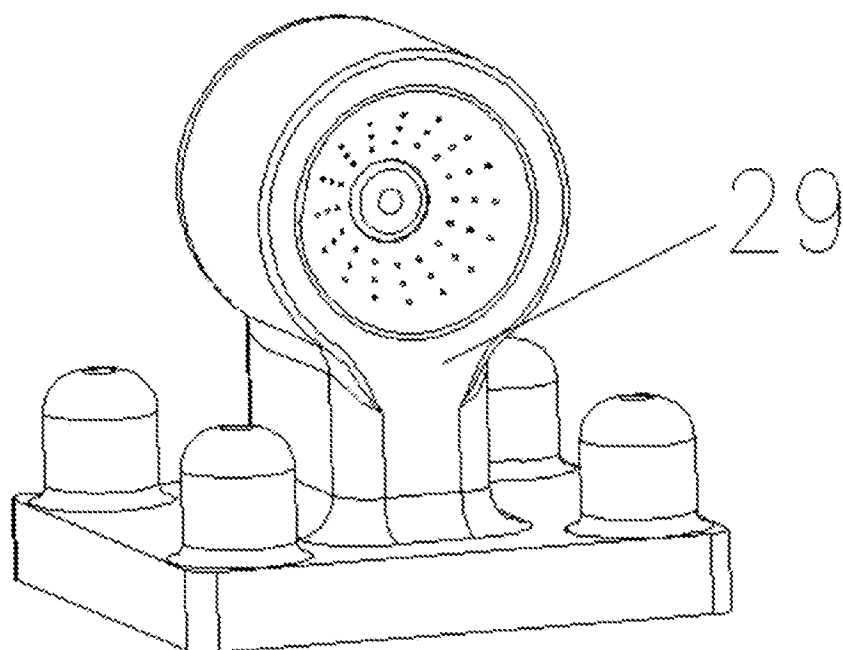


图7