



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102901127 B

(45) 授权公告日 2014. 10. 15

(21) 申请号 201210335832. X

(22) 申请日 2012. 09. 11

(73) 专利权人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

(72) 发明人 林宇震 王波 李林 张弛 康尧

(74) 专利代理机构 北京科迪生专利代理有限责  
任公司 11251

代理人 杨学明 卢纪

(51) Int. Cl.

F23R 3/52 (2006. 01)

F23R 3/30 (2006. 01)

F23R 3/38 (2006. 01)

(56) 对比文件

CN 102022753 A, 2011. 04. 20, 全文.

CN 101169252 A, 2008. 04. 30, 全文.

CN 101285591 A, 2008. 10. 15, 全文.

EP 1278013 A2, 2003. 01. 22, 全文.

US 2008078183 A1, 2008. 04. 03, 全文.

CN 101709884 A, 2010. 05. 19, 全文.

CN 102242939 A, 2011. 11. 16, 全文.

审查员 汪洋

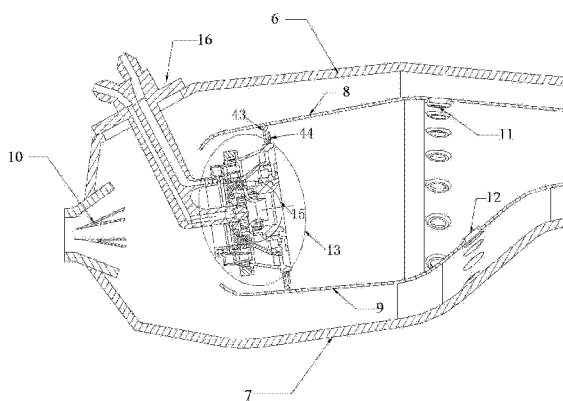
权利要求书1页 说明书6页 附图5页

(54) 发明名称

一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低  
污染燃烧室

(57) 摘要

本发明提供一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,采用单环腔结构,包括扩压器、燃烧室外机匣、燃烧室内机匣、火焰筒外壁、火焰筒内壁及燃烧室头部,燃烧室采用分级燃烧方案,燃烧头部分为预燃级和主燃级,预燃级采用旋流稳定的扩散燃烧与旋流预混燃烧相结合的方式,这种燃烧方式在不影响稳定燃烧的同时降低了小工况下的污染物排放;主燃级采用预混预蒸发燃烧方式,有利于均匀燃烧。本发明采用中心分级的结构,预燃级结构简单;主燃级巧妙地采用了叶片供油方式及双层预膜板结构,燃油形成两层预膜通过三股同向旋流气流剪切雾化,油雾分布较均匀,从而使航空发动机燃烧室的整个着陆起飞循环的污染排放得到进一步降低。



1. 一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:该低污染燃烧室采用单环腔结构,由扩压器(10)、燃烧室外机匣(6)、燃烧室内机匣(7)、火焰筒外壁(8)、火焰筒内壁(9)和燃烧室头部(13)组成;燃烧用空气全部由燃烧室头部(13)进入火焰筒,掺混空气由掺混孔射入;采用分级燃烧方案,分为预燃级(15)和主燃级(14),燃油喷嘴(16)供给燃烧室所有燃油,主燃级(14)通过头部整体端壁(43)与火焰筒外壁(8)和火焰筒内壁(9)固定,预燃级(15)则通过预燃级头部端壁(30)与主燃级(14)联接,并与主燃级(14)同心;所述主燃级(14)由主燃级径向内旋流器(24)、主燃级轴向旋流器(25)、主燃级径向外旋流器(26)、主燃级内预膜板(38)、主燃级外预膜板(39)、头部整体端壁(43)及头部整体导流片(44)组成;主燃级燃油通过主燃级燃油叶片内出油孔(36)及主燃级燃油叶片外出油孔(37)分别在主燃级内预膜板(38)及主燃级外预膜板(39)上形成油膜;主燃级径向内旋流器(24)旋流与主燃级轴向旋流器(25)旋流作用于主燃级内预膜板(38)的油膜形成主燃级一级油雾(18),主燃级径向外旋流器(26)旋流与主燃级轴向旋流器(25)旋流作用于主燃级外预膜板(39)的油膜形成主燃级二级油雾(19);主燃级一级油雾(18)与主燃级二级油雾(19)在预混预蒸发段(23)与空气掺混蒸发形成均匀混合可燃气体,以一定的旋流形式进入火焰筒进行预混燃烧;所述的主燃级(14)采用三级旋流结构,每级旋流器采用旋流器的结构是轴向旋流器,或是径向旋流器,或是切向旋流器。

2. 根据权利要求1所述的一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:所述预燃级(15)采用的旋流器的级数为 $1 \leq n \leq 5$ ;每级旋流器采用旋流器的结构是轴向旋流器,或是径向旋流器,或是切向旋流器;当预燃级(15)的级数 $n = 1$ 时,旋流器直接与预燃级头部端壁(30)连接;当预燃级(15)的级数 $1 < n \leq 5$ 时,各级旋流器先连接成一个整体,再与预燃级头部端壁(30)连接。

3. 根据权利要求1所述的一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:所述的主燃级(14)进油采用叶片进油方式,在叶片上开有进油孔和出油孔;出油孔有两个,在内外预膜板上形成油膜,两级油膜在三股旋流剪切下雾化,增加了液雾周向及径向分布的均匀性。

4. 根据权利要求1所述的一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:主燃级燃油占总燃油量的比例为50%~90%。

5. 根据权利要求1所述的一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:所述的燃烧室头部(13)沿周向均匀布置,个数为10~60个,燃烧室头部(13)的空气量占燃烧室总空气量的20%~80%,其中主燃级(14)占燃烧室头部(13)的空气量的60%~90%,预燃级(15)占燃烧室头部(13)的空气量的10%~40%。

6. 根据权利要求1所述的一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:所述燃烧室的火焰筒外壁(8)和火焰筒内壁(9)的冷却方式采用气膜冷却、发散冷却或复合冷却,以对壁面温度进行控制,延长火焰筒的寿命。

7. 根据权利要求1所述的一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室,其特征在于:在所述的火焰筒外壁(8)后部设置有火焰筒外壁掺混孔(11),在所述的火焰筒内壁(9)后部设置有火焰筒内壁掺混孔(12),掺混用气分别从火焰筒外壁掺混孔(11)和火焰筒内壁掺混孔(12)进入火焰筒,以控制燃烧室出口温度分布。

## 一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空燃气轮机的技术领域,具体涉及一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发航空燃气轮机低污染燃烧室,该燃烧室采用分级燃烧的模式,预燃级在中心,采用扩散燃烧和预混燃烧相结合的方式,在保证燃烧室稳定燃烧的同时,降低小工况下的污染排放;主燃级在预燃级外围,采用预混预蒸发燃烧的方式,主要用于降低大工况下的污染排放,从而降低航空发动机整个着陆起飞循环(Landing and Take-off, LTO)循环的污染排放。

### 背景技术

[0002] 现代航空发动机燃烧室的基本性能和结构分布已经达到相当高的水平,但是对于现代航空发动机燃烧室来说,仍然存在大量的难题和挑战,新材料、新工艺、新结构、新概念的发展应用才是保证其持续进步的源泉。

[0003] 现代民用航空发动机燃烧室的主要发展趋势是低污染燃烧。民用航空发动机燃烧室必须满足日益严格的航空发动机污染排放标准。目前采用的 CAEP6 (Committee on Aviation Environmental Protection) 标准对污染排放物的规定已经非常严格,特别是对 NO<sub>x</sub> 污染排放要求;而最新的 CAEP8 标准提出了将 NO<sub>x</sub> 的排放在 CAEP6 的排放标准上降低 15%,随着航空业的迅猛发展和人们环保意识的不断提高,未来对燃气轮机燃烧室污染排放会提出更高的要求。

[0004] 美国航空发动机的两个著名公司 GE 和 PW 对低污染燃烧室早已着手研究,GE 首先研发了双环腔低污染燃烧 DAC (用于 GE90 和 CFM56),PW 公司采用了 RQL (富油燃烧-淬熄-贫油燃烧, Rich burn-Quench-Lean burn, 简称 RQL) 低污染燃烧室 TALON II (用于 PW4000 和 6000 系列)。在下一代低污染燃烧室方面,GE 公司采用 LDM (Lean Direct Mixing Combustion, 贫油直接混合燃烧室) 技术为其 GEnx 发动机研制的 TAPS (Twin Annular Premixing Swirler) 低污染燃烧室。该燃烧室在台架全环试验验证中,NO<sub>x</sub> 污染排放比 CAEP2 排放标准降低了 50%。GE 公司申请了多项美国专利:申请号 6363726、6389815、6354072、6418726、0178732、6381964 和 6389815,所有这些专利都是预燃级采用扩散燃烧、主燃级采用预混燃烧的燃烧组织方式,目的是降低排放指数最大的大工况下的 NO<sub>x</sub> 排放。PW 公司继续采用 RQL 方式提出了降低 NO<sub>x</sub> 污染排放的低污染燃烧室为 TALON X,采用的头部形式是 PW 公司发展的空气雾化喷嘴,燃烧室为单环腔,在 V2500 发动机扇型试验段上的试验结果比 CAEP2 标准降低了 50%。Rolls-Royce 公司采用 LDM 技术发展的低污染燃烧室是 ANTLE,该燃烧室是一个单环腔分级燃烧室,其 NO<sub>x</sub> 污染排放比 CAEP2 标准降低了 50%,用于其新一代发动机湍达 1000。

[0005] 中国的北京航空航天大学对低污染燃烧室也申请了 200910238793.X、201010101574.X、201010034141.7、201010277014.X 等多项专利,采用的方案是预燃级采用扩散燃烧方式,主燃级采用预混燃烧方式,主燃级为环形结构,轴向或径向供油,采用多点喷射或是预膜雾化方式,目的是降低大工况下的 NO<sub>x</sub> 排放,从而使整个 LTO 循环的 NO<sub>x</sub> 的排放得到降低,但要进一步降低整个 LTO 循环的 NO<sub>x</sub> 的排放水平难度较大。

[0006] 以上所述的专利,都是针对在大工况下降低污染排放,而根据国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)规定的一个标准循环下的排放物指数,用 LTO Emission 来表达这个参数,计算如下式:

$$[0007] \quad \text{LTO Emission(g/kN)} = \frac{D_p}{F_{\infty}} = \frac{\sum_i^N EI_{m,i} \dot{m}_{mf,i} T_{m,i}}{F_{\infty}}$$

[0008] 由上式可知, LTO Emission 跟四个工况下的 NOx 排放量有关,即既与大工况下的 NOx 排放有关,还与小工况下的 NOx 排放有关。

[0009] 标准 LTO 循环中的运行模式、每个运行模式下的推力和运行时间,如下表所示。

[0010] 表 1 ICAO 规定的 LTO 循环中的运行模式和时间

[0011]

运行模式	推力设置	运行时间(min)
起飞(Take-off)	100%F <sub>∞</sub>	0.7
爬升(Climb)	85%F <sub>∞</sub>	2.2
进场(Approach)	30%F <sub>∞</sub>	4.0
滑行/地面慢车(Taxi/ground idle)	7%F <sub>∞</sub>	26.0

[0012] 常规或者现役的推力在 140KN 的 CFM56-5B/3 发动机的 NOx 排放如下表,数据来源于 ICAO Emission data bank。

[0013] 表 2 CFM56-5B/3 的 NOx 排放水平

[0014]

参数	单位	慢车	进场	爬升	起飞
排放指数(EI)	g/(kgf)	4.45	9.28	19.77	26.18
燃油流量	kg/s	0.112	0.448	1.086	1.325
运行时间	g	1560	240	132	42
排放量	g/kN	777.5	997.8	2834.1	1456.9

[0015] 燃烧室采用分级燃烧,预燃级为扩散燃烧方式,主燃级为预混燃烧方式,降低了大工况下的 NOx 排放,可以达到的 NOx 排放如下表所示:

[0016] 表 3 主燃级采用预混燃烧可以达到的 NOx 排放水平

[0017]

参数	单位	慢车	进场	爬升	起飞
NOx 排放指数 (EI)	g/(kgf)	4.45	9.28	4	4.1

燃油流量	kg/s	0.112	0.448	1.086	1.325
运行时间	g	1560	240	132	42
排放量	g/kN	777.5	997.8	594	228

[0018] 在小工况（地面慢车、进场）下，虽然 NO<sub>x</sub> 排放指数较低，根据表 1 可知小工况下的运行时间远远高于其他大工况，根据表 3 可知，当主燃级采用预混燃烧方式时，可以使大工况下的 NO<sub>x</sub> 排放指数得到大幅度降低，此时预燃级的 NO<sub>x</sub> 排放总量在整个 LTO 循环的污染排放中占的比重最大，因此要想进一步降低整个 LTO 循环的 NO<sub>x</sub> 排放，就需要考虑降低预燃级的 NO<sub>x</sub> 排放。

[0019] 而不管是何种先进的低污染燃烧室，其关键技术就是降低 NO<sub>x</sub>（氮氧化物）、CO（一氧化碳）、UHC（未燃碳氢化合物）和冒烟的燃烧技术，核心问题是降低燃烧区的温度，同时使燃烧区温度场均匀，即整体和局部的当量比控制，而主燃区当量比的均匀性又主要取决于燃油雾化和油气掺混的均匀性。

[0020] 本发明是针对航空发动机低污染燃烧的新方法。根据 NO<sub>x</sub> 与 CO 产生的机理及试验结果可知：燃烧室的主燃区当量比在 0.6 ~ 0.8 范围内产生的 NO<sub>x</sub> 与 CO（UHC 和 CO 的排放规律类似）很少。基于此原理，要兼顾 NO<sub>x</sub> 与 CO、UHC 的排放量都处于低值范围，应考虑两个因素：其一是主燃区的平均当量比，其二是主燃区平均当量比的均匀性，并且在所有航空发动机的工作情况下都应如此。而主燃区当量比的均匀性又主要取决于燃油雾化和油气掺混的均匀性。这主要取决于两方面：一是燃油颗粒直径分布的均匀性，即 SMD 的分布均匀性；二则是燃油油雾浓度分布的均匀性。从燃烧方式讲，应采用均匀的预混燃烧，达到主燃区当量比均匀性要求以降低污染排放。

[0021] 目前的常规燃烧方式无法降低 NO<sub>x</sub>、CO 和 UHC。原因是目前燃烧室的设计方法所决定的。对于常规燃烧室来说，在大状态时，由于采用液雾扩散燃烧方式，燃烧区局部当量比总是在 1 附近，远超过上述低污染燃烧所需当量比范围要求，此时虽然 CO 和 UHC 的排放低，但 NO<sub>x</sub> 的排放达到最大。在小状态时，燃烧区当量比又很低，远低于上述低污染燃烧所需当量比区间，此时虽然 NO<sub>x</sub> 排放低，但 CO 和 UHC 排放又很高。另外，由于常规燃烧室普遍采用扩散燃烧方式，局部当量比不均匀，因此对于常规燃烧室来说，无法满足在整个发动机工作范围内的低污染要求。

## 发明内容

[0022] 本发明要解决的技术问题是：克服现有技术不足，运用预混预蒸发燃烧技术，提供了一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室，燃烧室采用分级燃烧的模式，预燃级在中心，采用扩散燃烧和预混燃烧相结合的方式，在保证燃烧室稳定燃烧的同时，降低小工况下的污染排放；主燃级在预燃级外围，采用预混预蒸发燃烧的方式，主要用于降低大工况下的污染排放，从而降低航空发动机整个 LTO 循环的污染排放。

[0023] 本发明解决其技术问题所采用的技术方案是：一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室，该低污染燃烧室采用单环腔结构，由扩压器、燃烧室外机匣、燃烧室内机匣、火焰筒外壁、火焰筒内壁和燃烧室头部组成；燃烧用空气全部由燃烧室头部进入火

焰筒, 掺混空气由掺混孔射入; 采用分级燃烧方案, 分为预燃级和主燃级, 燃油喷嘴供给燃烧室所有燃油, 主燃级通过头部整体端壁与火焰筒外壁和火焰筒内壁固定, 预燃级则通过预燃级头部端壁与主燃级联接, 并与主燃级同心; 所述主燃级由主燃级径向内旋流器、主燃级轴向旋流器、主燃级径向外旋流器、主燃级内预膜板、主燃级外预膜板、头部整体端壁及头部整体导流片组成; 主燃级燃油通过叶片内出油孔及叶片外出油孔分别在主燃级内预膜板及主燃级外预膜板上形成油膜; 主燃级径向内旋流器旋流与主燃级轴向旋流器旋流作用于主燃级内预膜板的油膜形成主燃级一级油雾, 主燃级径向外旋流器旋流与主燃级轴向旋流器旋流作用于主燃级外预膜板的油膜形成主燃级二级油雾; 主燃级一级油雾与主燃级二级油雾在预混预蒸发段与空气掺混蒸发形成均匀混合可燃气体, 以一定的旋流形式进入火焰筒进行预混燃烧。

[0024] 进一步的, 所述预燃级采用的旋流器的级数为  $1 \leq n \leq 5$ ; 每级旋流器采用旋流器的结构是轴向旋流器, 或是径向旋流器, 或是切向旋流器; 当预燃级的级数  $n=1$  时, 旋流器直接与预燃级头部端壁连接; 当预燃级的级数  $1 < n \leq 5$  时, 各级旋流器先连接成一个整体, 再与燃级头部端壁连接。

[0025] 进一步的, 所述的主燃级采用三级旋流结构, 每级旋流器采用旋流器的结构是轴向旋流器, 或是径向旋流器, 或是切向旋流器。

[0026] 进一步的, 所述的主燃级进油采用叶片进油方式, 在叶片上开有进油孔和出油孔; 出油孔有两个, 在内外预膜板上形成油膜, 两级油膜在三股旋流剪切下雾化, 增加了液雾周向及径向分布的均匀性。

[0027] 进一步的, 所述的燃油喷嘴供应燃烧室所需的全部燃油, 主燃级燃油占总燃油量的比例为 50%~90%。

[0028] 进一步的, 所述的燃烧室头部沿周向均匀布置, 个数为 10~60 个, 燃烧室头部的空气量占燃烧室总空气量的 20%~80%, 其中主燃级占头部空气量的 60%~90%, 预燃级占头部空气量的 10%~40%。

[0029] 进一步的, 所述燃烧室的火焰筒外壁和火焰筒内壁的冷却方式采用气膜冷却、发散冷却或复合冷却方式, 以对壁面温度进行控制延长火焰筒的寿命。

[0030] 进一步的, 在所述的火焰筒外壁后部设置有火焰筒外壁掺混孔, 在所述的火焰筒内壁后部设置有火焰筒内壁掺混孔, 掺混用气分别从火焰筒外壁掺混孔和火焰筒内壁掺混孔进入火焰筒, 以控制燃烧室出口温度分布。

[0031] 本发明的原理如下: 通过控制航空发动机燃烧室内燃烧区的当量比和均匀度来达到降低污染排放的目的。燃烧用空气全部从燃烧室头部进入火焰筒, 使大部分的燃油和空气掺混均匀后再进入火焰筒燃烧, 对控制燃烧区当量比降低污染排放有利。采用中心分级结构及分级燃烧方案, 预燃级在中心, 为扩散燃烧与旋流预混燃烧相结合的方式, 用于保证整个燃烧室的燃烧稳定性和引燃主燃级; 主燃级在预燃级外围, 为预混燃烧模式, 液态燃油在预混预蒸发段里蒸发并与空气掺混, 形成均匀的可燃气体进入燃烧室参与燃烧。主燃级由叶片进油, 分别在内外两层预膜板上形成油膜, 外层油膜由主燃级径向内旋流器旋流与主燃级轴向旋流器旋流剪切雾化, 内层油膜由主燃级径向外旋流器旋流与主燃级周向旋流器旋流剪切雾化, 油雾径向分布较均匀。油雾与空气在预混预蒸发段充分掺混后, 进入燃烧室燃烧。

[0032] 本发明与现有技术相比所具有的优点如下：

[0033] (1)、本发明主燃级采用双层预膜，三股同向旋流雾化方案，油雾在周向和径向分布都比较均匀，有利于均匀燃烧，可降低燃烧室的污染排放；

[0034] (2)、本发明采用单环腔燃烧室结构，燃烧用空气全部由头部供入，火焰筒上只有掺混孔和必要的冷却孔，具有模块化特征，简化了燃烧室结构，预混预蒸发圆管结构简单，易于加工；主燃级结构简单，易于装配；

[0035] (3)、本发明采用分级燃烧概念，预燃级提供稳火源，主燃级实现低污染燃烧，在降低污染排放的同时可确保航空发动机燃烧室的稳定性。

## 附图说明

[0036] 图 1 是发动机结构示意图；

[0037] 图 2 是本发明的燃烧室结构剖视图；

[0038] 图 3 是本发明的燃烧室头部结构剖视图；

[0039] 图 4 是本发明的预燃级结构剖视图；

[0040] 图 5 是本发明的主燃级结构剖视图；

[0041] 图 6 是本发明的主燃级 A-A 截面(如图 5)的剖视图；

[0042] 图 7 是本发明的主燃级轴向旋流器叶片剖视图。

[0043] 其中：1 是低压压气机，2 是高压压气机，3 是燃烧室，4 是高压涡轮，5 是低压涡轮，6 是燃烧室外机匣，7 是燃烧室内机匣，8 是火焰筒外壁，9 是火焰筒内壁，10 是扩压器，11 是火焰筒外壁掺混孔，12 是火焰筒内壁掺混孔，13 是燃烧室头部，14 是主燃级，15 是预燃级，16 是燃油喷嘴，17 是预燃级油雾，18 是主燃级一级油雾，19 是主燃级二级油雾，20 是预燃级内旋流器，21 是预燃级外旋流器，22 是主燃级外壁，23 是预混预蒸发段，24 是主燃级径向向内旋流器，25 是主燃级轴向旋流器，26 是主燃级径向外旋流器，27 是预燃级喷油嘴安装孔，28 是预燃级内旋流文氏管，29 是预燃级安装边，30 是预燃级头部端壁，31 是主燃级喷油嘴进油孔，32 是主燃级燃油一级集油腔，33 是主燃级燃油一级集油腔出油孔，34 是主燃级燃油二级集油腔，35 是主燃级燃油叶片进油孔，36 是主燃级燃油叶片内出油孔，37 是主燃级燃油叶片外出油孔，38 是主燃级内预模板，39 是主燃级外预模板，40 是预燃级喷油嘴，41 是主燃级燃油管路，42 是预燃级燃油管路，43 是头部整体端壁，44 是头部整体导流片。

## 具体实施方式

[0044] 下面结合附图和具体实施方式进一步说明本发明。

[0045] 图 1 是发动机结构示意图，包括低压压气机 1，高压压气机 2，燃烧室 3，高压涡轮 4 和低压涡轮 5。发动机工作时，空气经过低压压气机 1 压缩后，进入高压压气机 2，高压空气再进入燃烧室 3 中与燃油燃烧，燃烧后形成的高温高压燃气进入到高压涡轮 4 和低压涡轮 5，通过涡轮做功分别驱动高压压气机 2 和低压压气机 1。

[0046] 如图 2 所示，燃烧室头部采用中心分级结构，预燃级在中心，主燃级在预燃级外围。燃烧室 3 采用单环腔结构，燃烧室外机匣 6 和燃烧室内机匣 7 构成了燃烧室的外轮廓，并与前后的高压压气机 2 和高压涡轮 4 连接。高压压气机 2 的来流空气从扩压器 10 经过降速扩压后进入燃烧室，在火焰筒外壁 8、火焰筒内壁 9 和燃烧室头部 13 所包围的空间内与

燃油完成燃烧。在外掺混孔 11 和内掺混孔 12 以前的区域为燃烧区,掺混空气从掺混孔进入火焰筒,与燃烧区的高温燃气掺混,使出口温度达到设计要求。燃烧室头部 13 包括主燃级 14、预燃级 15 以及燃油喷嘴 16,主燃级 14 通过头部整体端壁 42 与火焰筒外壁 8 和火焰筒内壁 9 焊接固定,而预燃级 15 由预燃级头部端壁 30 与主燃级 14 固定联接,燃油喷嘴 16 供给全部燃油。头部整体导流片 43 焊接在头部整体端壁 43 上,使其与火焰筒内的高温燃气分开,以保护结构完整性。

[0047] 图 3 是一个燃烧室头部 13 结构的剖视图,主燃级 14 和预燃级 15 按照同心的方式布置在一起,预燃级在中心,主燃级布置在预燃级外围。燃烧室头部 13 沿周向均匀布置,个数为  $10\sim 60$  个,其空气量占燃烧室总空气量的  $20\sim 80\%$ ,其中主燃级 14 占头部空气量的  $60\sim 90\%$ ,预燃级 15 占头部空气量的  $10\sim 40\%$ 。预燃级燃油喷嘴 40 为压力雾化喷嘴、气动雾化喷嘴或组合式喷嘴。

[0048] 在图 4 中,预燃级 15 采用了双旋流器结构,由预燃级内旋流器 20、预燃级外旋流器 21、预燃级内旋流文氏管 28 及预燃级头部端壁组成,三者焊接在一起。预燃级油雾 17 利用预燃级内旋流文氏管 28 进一步雾化。

[0049] 在图 5 中,主燃级 14 由主燃级径向内旋流器 24、主燃级轴向旋流器 25、主燃级径向外旋流器 26、主燃级内预膜板 38、主燃级外预膜板 39、头部整体端壁 43 及头部整体导流片 44 组成,所有部件均焊接在一起。主燃级径向内旋流器 24 开有 6 排倾斜孔,在图 6 可以看到,主燃级径向内旋流器 24 每排开孔的孔数为  $30\sim 60$  个,开孔倾斜角为  $20\sim 40$  度,气流流过倾斜孔形成旋流。主燃级轴向旋流器 25 叶片数为  $20\sim 50$  个,叶片倾斜角为  $20\sim 60$  度。

[0050] 图 7 是主燃级轴向旋流器叶片剖视图。主燃级燃油通过主燃级轴向旋流器 25 叶片供油,开有进油孔的叶片数相对较多,占主燃级轴向旋流器 25 叶片数的  $30\sim 50\%$ 。主燃级燃油二级集油腔 34 的燃油通过主燃级燃油叶片进油孔 35 进入叶片,主燃级燃油叶片进油孔 35 开孔大小为  $\Phi 2\sim 4\text{mm}$ 。燃油通过叶片内的燃油通道分成内外两股,分别从主燃级燃油叶片内出油孔 36 及主燃级燃油叶片外出油孔 37 喷出叶片。为了保证从叶片出油孔喷出的燃油能打在预膜板上,叶片出口孔设计有一定的倾斜角,为  $5\sim 15$  度。从主燃级燃油叶片内出油孔 36 喷出的燃油打在主燃级内预膜板 38 上形成油膜,在主燃级内预膜板 38 末端,油膜在主燃级轴向旋流器 25 旋流和主燃级径向内旋流器 24 剪切作用下雾化形成主燃级一级油雾 18。从主燃级燃油叶片外出油孔 37 喷出的燃油打在主燃级外预膜板 39 上形成油膜,在主燃级外预膜板 39 末端,油膜在主燃级轴向旋流器 25 旋流和主燃级径向外旋流器 26 剪切作用下雾化形成主燃级二级油雾 19。油雾在主燃级轴向旋流器 25 旋流、主燃级径向内旋流器 24 旋流和主燃级径向外旋流器 26 旋流三股旋流共同作用下,在预混预蒸发段 23 内边混合边蒸发。内外预膜板长度为  $15\sim 30\text{mm}$ ,预混预蒸发段长度为  $30\sim 50\text{mm}$ 。

[0051] 以上所述,仅为本发明中的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉该技术的人在本发明所揭露的技术范围内,可理解想到的变换或替换,都应涵盖在本发明的包含范围之内,因此,本发明的保护范围应该以权利要求书的保护范围为准。



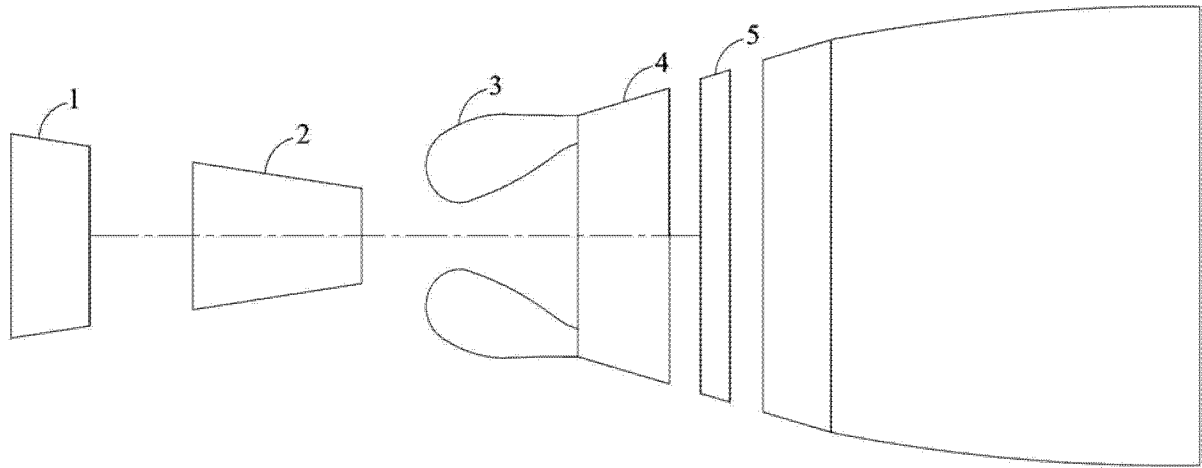


图 1

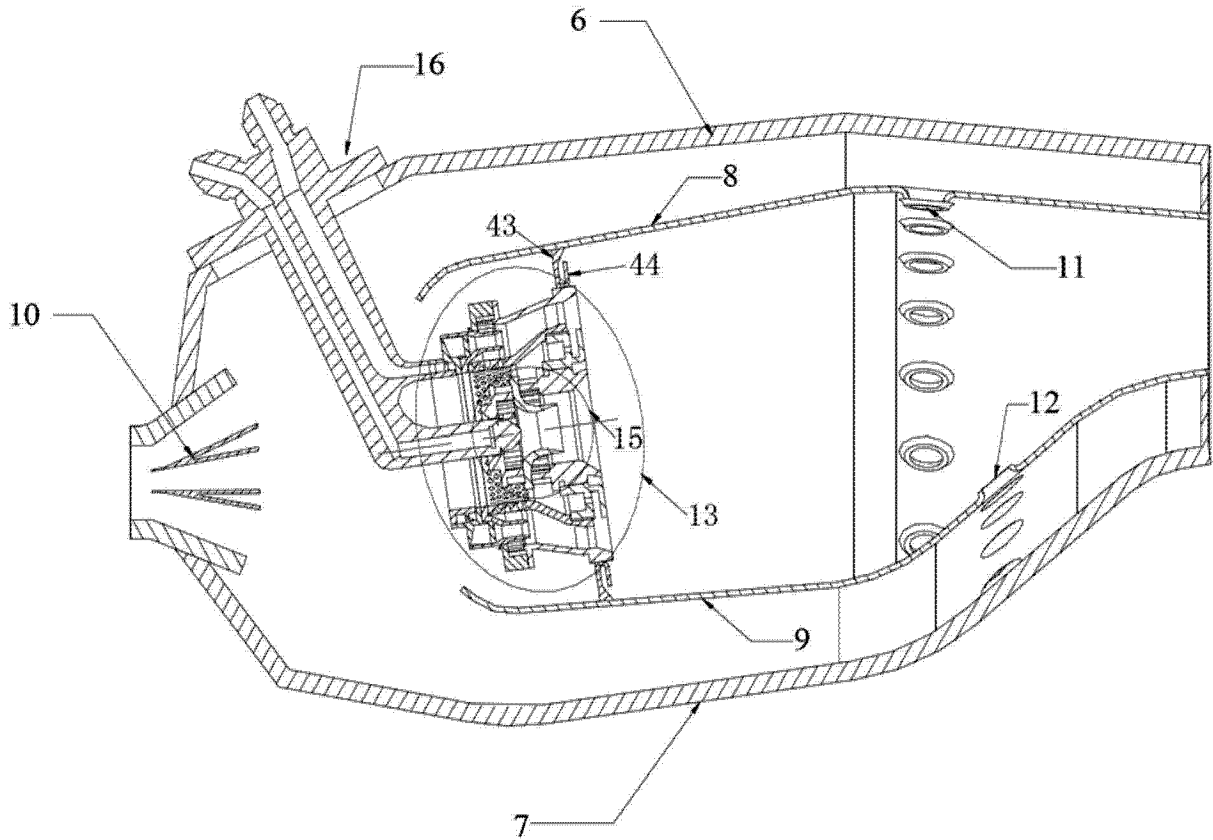


图 2

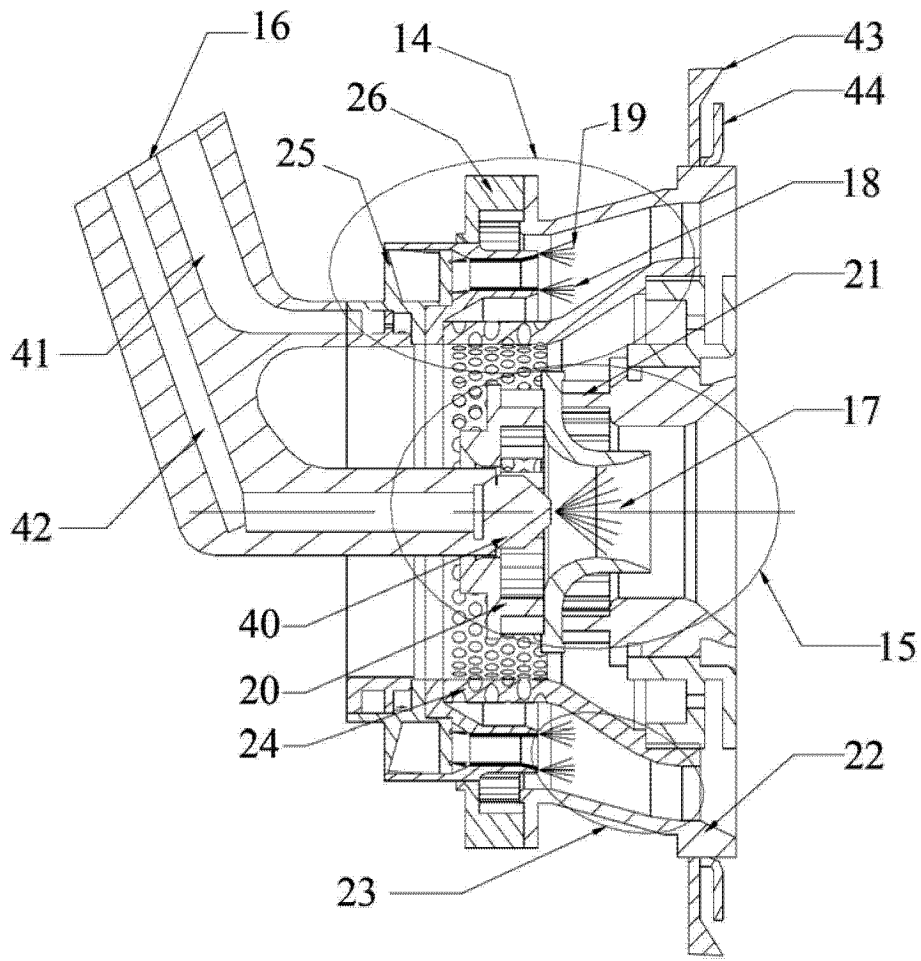


图 3

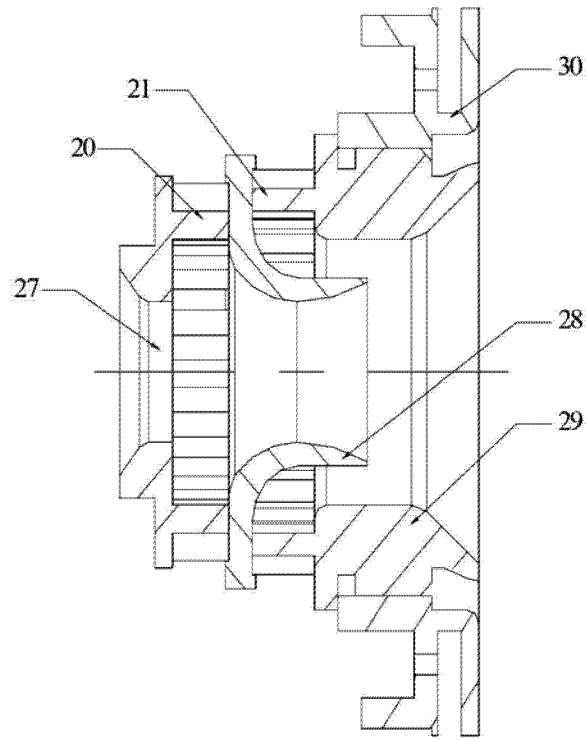


图 4

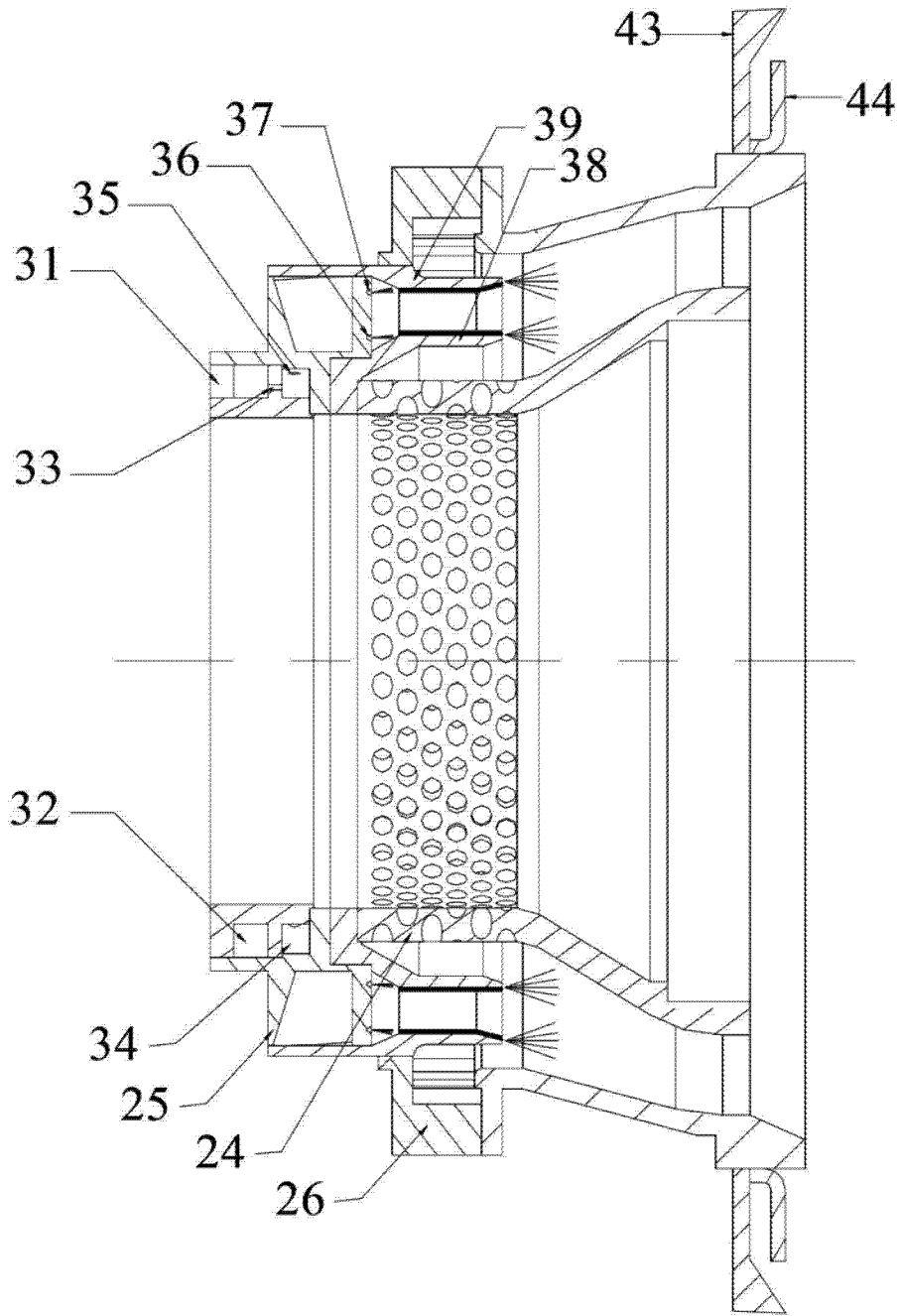


图 5

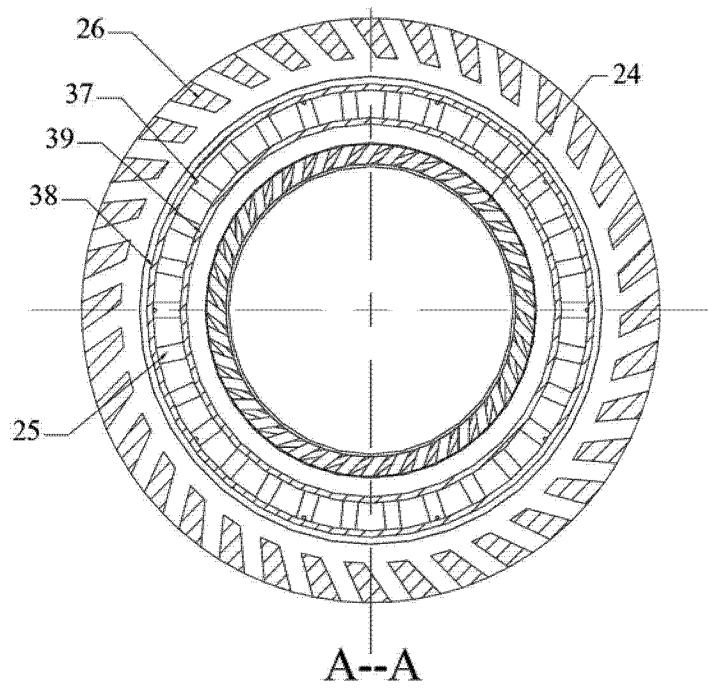


图 6

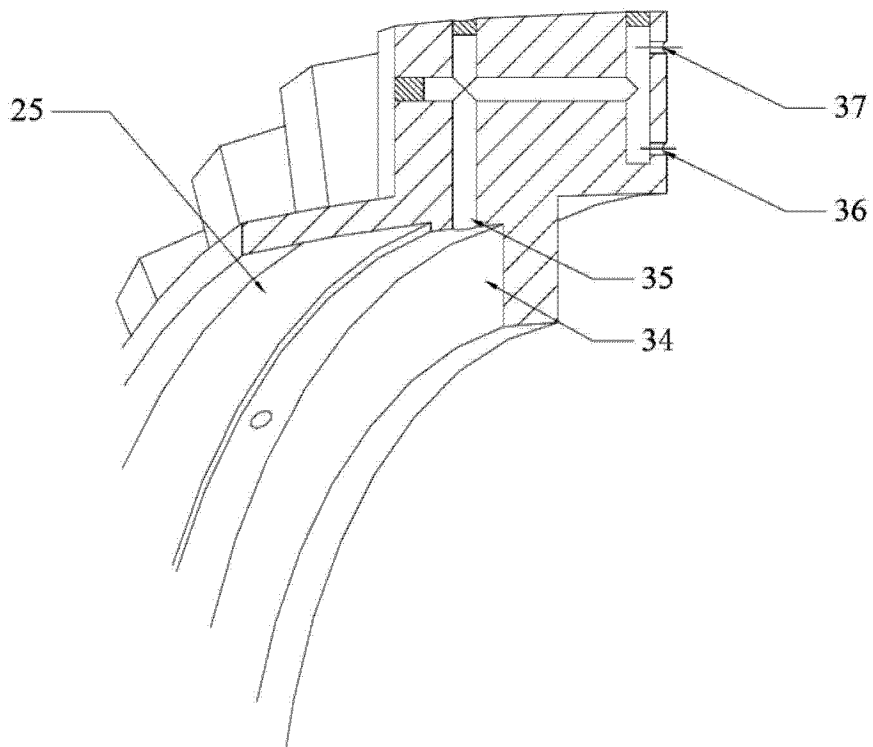


图 7