



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103499106 A

(43) 申请公布日 2014. 01. 08

(21) 申请号 201310410973. 8

(22) 申请日 2013. 09. 11

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路 15
号

(72) 发明人 张泰昌 王晶 范学军

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理

事务所（普通合伙） 11390

代理人 王艺

(51) Int. Cl.

F23R 3/00 (2006. 01)

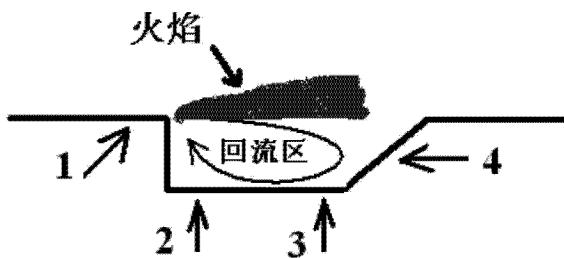
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法

(57) 摘要

本发明公开一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法，包括：针对超燃冲压发动机内的稳焰结构，确定火焰最稳定驻扎区域、火焰驻扎基点以及回流区结构；对所述稳焰结构的火焰最稳定驻扎区域喷注氧气，同时避免破坏原有的火焰驻扎基点和回流区结构。本发明实现简单，操作控制方便，且氧气用量少，可用于超燃冲压发动机燃烧室中火焰的稳定。



1. 一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法,其特征在于,包括:

针对超燃冲压发动机内的稳焰结构,确定火焰最稳定驻扎区域、火焰驻扎基点以及回流区结构;

对所述稳焰结构的火焰最稳定驻扎区域喷注氧气,同时避免破坏原有的火焰驻扎基点和回流区结构。

2. 如权利要求1所述的方法,其特征在于,

所喷注的氧气喷注量大于等于3%,所述氧气喷注量为喷注氧气的流量与来流空气中氧气流量之间的百分比。

一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及超燃冲压发动机,特别涉及一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法。

背景技术

[0002] 超燃冲压发动机内火焰稳定对于超燃冲压发动机正常运行是十分重要的。在超声速气流条件下,能够维持火焰稳定燃烧的范围很窄,随着马赫数的增加,范围会变得更窄。而且,超燃冲压飞行器在飞行器的加速、减速、巡航与机动等过程中,燃烧室入口来流条件可能存在渐变或周期性变化。这些变化会引起流场结构、燃料与空气混合和化学反应特性的变化,进而容易超出稳定燃烧范围,造成发动机熄火,引发恶性事故。

[0003] 已经发展的增加超声速燃烧火焰稳定性的方法主要包括:增加稳焰机构,如凹腔、支板等,通过形成回流区来降低流速,增加流动特征时间;改进燃料喷注方式,如支板喷注、斜坡喷注等,形成反向旋转涡结构和回流区,增强油气混合程度;使用化学方法,如等离子体射流、引导火焰、添加活性物质、催化剂和改善局部燃料当量比,此类方法多通过产生大量化学活性物质,如处于激发态的分子和自由基,改善火焰稳定性。当前,虽然稳焰机构已广泛使用,但是稳焰范围仍然有限;另外,化学方法因为基本上都需要引入巨大能量源,实用性还不高。

发明内容

[0004] 本发明要解决的技术问题就是克服现有技术的缺陷,提出一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法,能够实现超燃冲压发动机燃烧室中火焰的稳定。

[0005] 为了解决上述问题,本发明提供一种拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法,包括:

[0006] 针对超燃冲压发动机内的稳焰结构,确定火焰最稳定驻扎区域、火焰驻扎基点以及回流区结构;

[0007] 对所述稳焰结构的火焰最稳定驻扎区域喷注氧气,同时避免破坏原有的火焰驻扎基点和回流区结构。

[0008] 优选地,所喷注的氧气喷注量大于等于3%,所述氧气喷注量为喷注氧气的流量与来流空气中氧气流量之间的百分比。

[0009] 本发明采用的方法是通过直接向火焰驻扎区域喷注氧气,造成局部富氧环境,增强了局部化学反应速度和释热强度,将更多的能量传递给超声速主流,极大地拓展了超声速燃烧火焰稳定极限。本发明提供了氧气喷注位置选择方法,即喷注到火焰最稳定驻扎的一个区域,同时避免破坏原有火焰驻扎点和回流区结构。遵照此方法,只需喷注少量氧气就能达到很好的稳焰效果。本发明实现简单,操作控制方便,且氧气用量少,可用于超燃冲压发动机燃烧室中火焰的稳定。

附图说明

- [0010] 图 1 为本发明实施例的凹腔稳焰器与氧气喷注位置；
[0011] 图 2 为本发明实施例的稳焰极限的拓展结果。

具体实施方式

[0012] 下文中将结合附图对本发明的实施例进行详细说明。需要说明的是，在不冲突的情况下，本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互任意组合。

[0013] 本发明提供了一种通过直接向火焰驻扎区域喷注氧气，形成局部富氧环境，简单并有效地实现超声速燃烧稳焰极限拓展的方法。

[0014] 本发明的理论基础：从分子碰撞理论出发，通过在燃料一定的单位空间内，加入氧气，提高氧气浓度，增加燃料分子与氧气的碰撞几率，有助于化学反应的进行。本方法突破了一般性认识，即局部燃料当量比对火焰稳定至关重要，如在贫油熄火极限处，局部当量比下降会引起火焰熄灭。在添加氧气这种情况下，虽然燃料局部当量比会降低，氧气浓度增加，会扩展稳定燃烧的极限。这也是本方法与美国空军研究室向凹腔稳焰器内喷注空气和燃料方法的一个根本性的区别。美国空军研究室的方法是通过控制空气和燃料的量，在稳焰范围内调节局部当量比来改善火焰稳定性，从本质上说没有拓展稳焰范围。

[0015] 本发明实施例的拓展超声速燃烧火焰稳定极限的方法，包括如下步骤：

[0016] 步骤 1，针对超燃冲压发动机内的稳焰结构，确定火焰最稳定驻扎区域、火焰驻扎基点以及回流区结构；

[0017] 步骤 2，对所述稳焰结构的火焰最稳定驻扎区域喷注氧气，同时避免破坏原有的火焰驻扎基点和回流区结构。

[0018] 在步骤 2 中，所需喷注的氧气量少，只需大于等于 3% 即可，所述氧气喷注量为喷注氧气的流量与来流空气中氧气流量之间的百分比。

[0019] 以下以超燃冲压发动机燃烧室内常用稳焰器—凹腔为例，介绍局部富氧方法的具体实施步骤。

[0020] 首先，针对凹腔这种稳焰器，分析存在稳焰模式，氧气向最稳定的稳焰区域喷注。国际上超声速燃烧稳焰研究最新进展表明，对于常用的凹腔稳焰器，随着来流总温的升高，燃烧室内火焰依次呈现以下稳定模式：“凹腔稳焰模式”，“在凹腔与射流尾迹振之间振荡稳焰模式”和“射流尾迹稳焰模式”。因为射流尾迹空间位置并非固定，且对来流总温要求高，所以“凹腔稳焰”是更为稳定的。氧气喷注位置首先定在凹腔内。

[0021] 其次，针对凹腔这种稳焰器，分析火焰稳定基点，喷注点需避开火焰基点。“凹腔稳焰模式”的火焰稳定基点在凹腔的前台阶处。我们直接从图 1 中的第二位置点 2 处，向火焰基点附近喷注氧气，期望如此可以增强基点的稳定，结果发现效果并不理想。主要原因应该是氧气喷注冲击了火焰基点，造成一定程度的不稳定。图 1 中的第一位置点 1 处喷注，一定程度上也存在这个问题。因此，火焰基点附近并非最佳喷注位置。

[0022] 再次，针对凹腔这种稳焰器，分析回流区结构，氧气喷注不破坏回流区整体结构。图 1 显示了凹腔稳焰器的回流区位置，可以看出第三位置点 3 和第四位置点 4 都不对回流区造成明显破坏，均可以用于氧气喷注。我们使用力学所直属式超声速燃烧试验台，在来流空气马赫数 3.0，总压 2.40–2.50MPa，总温 1200–2000K 条件下，测试了从第三位置点 3 处喷

注氧气对稳焰极限的拓展能力。图 2 显示了结果,可以看出,只需要喷注少量氧气,造成局部富氧环境,就可以将贫油熄火极限从总包当量比 0.3-0.4 拓展到 0.15 或更低。由于仪器限制,低于当量比 0.15 的试验没有进行。

[0023] 综合上面分析和测试,明确了氧气喷注位置的原则,即喷注到火焰最稳定驻扎的一个区域,同时避免破坏原有火焰驻扎点和回流区结构。

[0024] 本发明采用喷注氧气的流量与来流空气中氧气流量之间的百分比来量化氧气喷注量。我们从第三位置点 3 处喷注不同量的氧气,测试合适的氧气喷注量。结果发现,氧气量 3% 与 5% 时,都能在原本无法稳焰的情况下将火焰稳住,且产生相同的燃烧静压,这表明所需喷注的氧气量很少,只需大于等于 3% 即可。

[0025] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

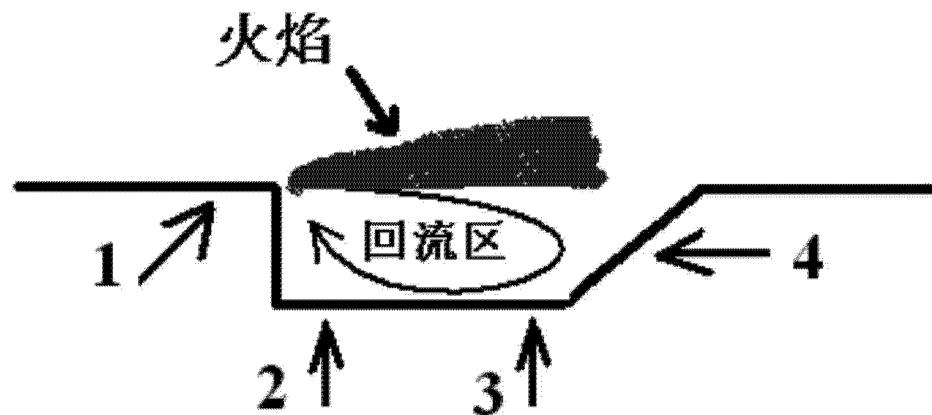


图 1

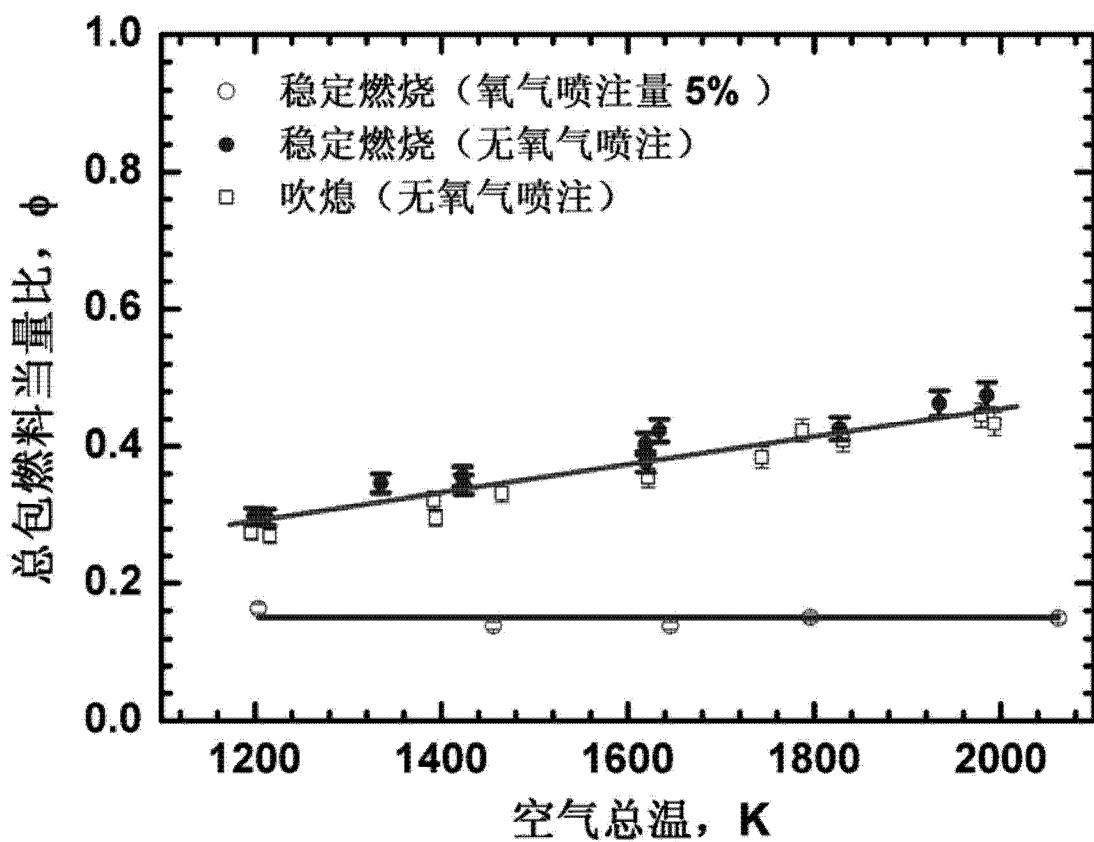


图 2