

异步点火相位对四冲程发动机性能影响

崔华盛¹, 赵振峰¹, 李滨时², 耿 钊¹

(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081;
2. 中国兵器装备集团有限公司 洛阳北方企业集团有限公司, 河南 洛阳 471031)

摘 要: 为研究双火花塞点火相位差对安装有预燃室的四冲程点燃式航空重油活塞发动机的整机性能的影响规律,利用 AVL-Fire 软件建立了发动机燃烧室的 CFD 模型,并验证了模型的有效性;研究异步点火相位增加对整机缸内燃烧、火焰传播和缸内爆震的影响等。结果表明:在转速为 5 000 r/min,30% 节气门开度、喷油量为 20 mg 的条件下,主燃室中火花塞点火固定在上止点前 20°曲轴转角,另一个火花塞相对其分别提前 4°、8°、12°点火。随着异步点火相位的增大,缸内平均压力、放热率及累计放热量呈现逐渐增加趋势,但爆震发生的角度逐渐向上止点移动,强度有所增加。

关 键 词: 航空活塞发动机; 航空煤油; 预燃室; 异步点火相位; 缸内燃烧仿真

中图分类号: V234; TK411.2 **文献标志码:** A

Effect of asynchronous ignition phase on performance of four-stroke engine

CUI Huasheng¹, ZHAO Zhenfeng¹, LI Binshi², GENG Zhao¹

(1. School of Mechanical Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Luoyang Northern Enterprises Group Company, Limited,
China South Industries Group Company, Limited, Luoyang Henan 471031, China)

Abstract: In order to understand the impact of asynchronous ignition phase on the performance of four-stroke aircraft piston engine fueled with aviation kerosene, one CFD model about combustion chamber was established and confirmed. The simulation results showed that: at 5 000 r/min, 30% throttle opening position and 20 mg fuel quantity condition, the spark ignition timing for the spark plug inside the main chamber was fixed at 20° crank angle (CA) before top dead center (BTDC), another ignition timing for the spark plug inside the pre-chamber was set ahead of 4°, 8° and 12° relatively; with the increase of the phase difference for the two spark plugs, the in-cylinder pressure and heat release rate increased, the occurrence of the knocking combustion moved to the top dead center and the concentration of the knock intensity increased gradually as well.

Key words: aviation piston engine; aviation kerosene; pre-chamber; asynchronous ignition phase; in-cylinder combustion simulation

收稿日期:2019-11-13
作者简介:崔华盛(1992—),男,博士生,主要研究方向为动力机械及工程。

引用格式:崔华盛,赵振峰,李滨时,等. 异步点火相位对四冲程发动机性能影响[J]. 航空动力学报,2020,35(7):1466-1472. CUI Huasheng,ZHAO Zhenfeng,LI Binshi,et al. Effect of asynchronous ignition phase on performance of four-stroke engine [J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(7):1466-1472.

传统的点燃式航空活塞发动机多燃用汽油。由于汽油闪点较低,具有良好的挥发性,所以在存储、运输以及使用等过程中均存在严重的安全隐患。为改善燃油导致的安全隐患^[1-2],美国在 20 世纪 80 年代开始着手研究使用航空煤油替代航空汽油成为点燃式航空活塞发动机燃料的可行性,并进行了一系列的验证工作^[3-4]。与汽油相比,煤油具有更高的闪点和更低的饱和蒸气压,从而可以大幅改善燃料的安全性。但是,由于航空煤油的当量辛烷值较低,抗爆震性能较差,导致相关的研究并不顺利。

发动机爆震是点燃式发动机特有的一种非正常燃烧现象^[5],与发动机的压缩比、燃料的当量辛烷值、进气温度等因素有关。轻微的爆震可以提高发动机的动力性和经济性,但随着爆震强度的增加,发动机的动力性和经济性恶化,严重时甚至导致发动机拉缸、活塞环断裂,火力岸融化等危险情况的发生^[6]。目前,各车用发动机厂商经常在小排量发动机上综合多种手段抑制因发动机强化而导致的缸内爆震^[7]。但这些常规的技术手段极有可能导致发动机经济性能变差,或者导致发动机整机重量增加,因此在点燃式航空活塞发动机上的应用前景并不理想。与目前的一些主流的抑制爆震手段相比,预燃室燃烧技术可以在对发动机做出微小改动的前提下大幅改善发动机缸内燃烧,进而改善整机的抗爆性、动力性和经济性^[8],是一种具有良好发展前景的燃烧技术。

预燃室燃烧技术最早由 Ricardo 于 20 世纪 20 年代发明,并将其成功应用到一台二冲程发动机上,后来由于结构过于复杂,可靠性低而被雪藏^[9]。20 世纪 70 年代以后,在全球石油危机的爆发和环境污染的加重的背景下,预燃室燃烧技术因为具有良好的油耗和排放特性重新受到重视。20 世纪 80 年代初,针对预燃室燃烧技术的应用研究逐步展开,随后发展出多款成熟的商业产品^[10-13]。而相关机理的研究却由于当时技术手段的不足受到了很大的限制,直到近年来,随着观测手段、传感器技术和 CFD 技术的发展,机理研究才得以进行^[14-15],进而为后续的燃烧设计优化提供理论依据。

目前国内外采用的预燃室燃烧技术,多使用预燃室内火花塞点燃预燃室内的混合气,从而引燃主燃室中的混合气,发动机燃料多使用汽油或天然气,对于航空煤油鲜有涉及。本文采用 AVL-Fire 仿真软件对安装有被动预燃室的点燃

式四冲程航空重油活塞发动机的燃烧特性进行了研究,建立了安装有预燃室的燃烧室模型,分析了双火花塞点火相位差对发动机的缸内燃烧影响规律和对爆震燃烧的影响趋势。

1 CFD 模型的建立

本文所用的台架试验系统的原理图如图 1 所示。

发动机的主要技术参数如表 1 所示。

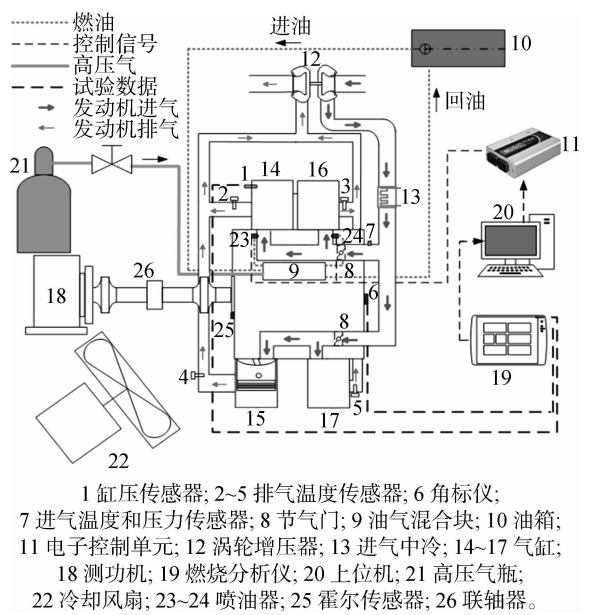


图 1 发动机台架系统原理图
Fig. 1 Schematic diagram of aviation piston engine

表 1 发动机参数
Table 1 Engine specifications

参数	数值
缸径/mm	79.5
冲程/mm	61
最大转速/(r/min)	5800
最大扭矩对应的转速/(r/min)	5000
预燃室容积/mL	1.5

利用三维建模软件完成带有进气道的燃烧室模型的绘制后,将该模型转换成 stl 格式并导入到 AVL-Fire 中,使用软件自带的 Fame Engine+划分动网格。建模完成后对网格无关性进行了验证:使用网格尺寸 $m=1,0.8,0.6\text{ mm}$ 的计算模型进行网格无关性对比,结果如图 2 所示,当网格尺寸小于等于 1 mm 时,计算结果并无差异,因此,最终计算网格尺寸选用 1 mm 网格,为了能够更

准确地计算缸内流动过程,部分区域,如气门座圈,预燃室,主、预燃室间的通道部分采用较为细致的网格(0.2 mm),图 3 带有预燃室和进气道的排气上止点时刻计算模型,图中 A-A 截面表示通过两个火花塞位置的截面,本文后续的切片结果分析均使用该截面。虽然发动机采用进气歧管喷射方式供油,但由于使用的燃料为航空煤油,该燃料蒸发性较差,所以针对缸内燃烧过程需要增加对进气和喷油过程的计算;CFD 模型用作边界条件的进气温度和进气压力采用完成校验的一维模型计算结果;计算过程的边界条件,如气缸温度等采用试验记录数据。选择 $k-\zeta-f$ 湍流模型计算缸内流动^[16];ECFM(extended coherent flame model)燃烧模型耦合 AnB 爆震模型模拟缸内火焰的传播过程和末端混合气的自燃发生时刻^[17]。

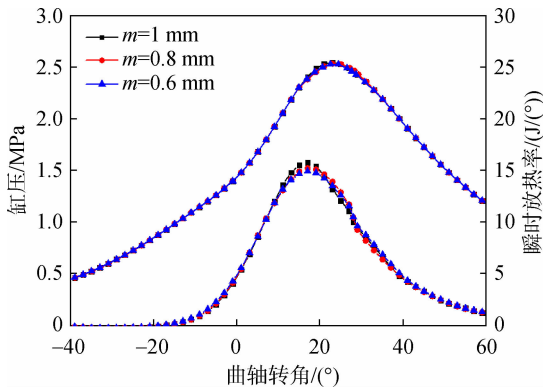


图 2 不同网格的计算结果对比

Fig. 2 Comparison of results for different meshes

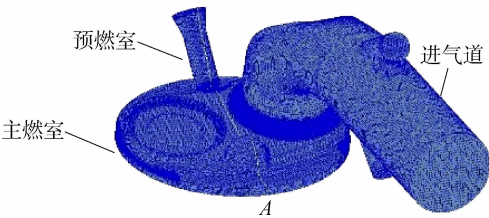


图 3 发动机燃烧室的计算网格

Fig. 3 Computational grid of combustion chamber

2 计算模型的验证

图 4 为试验样机在 5 000 r/min, 30% 节气门开度下的试验与仿真结果对比。采用 CFD 模型计算得到的缸压与台架实测的结果基本吻合,但是放热率有些许不同,这主要是由于仿真使用的边界条件,如壁面温度,燃油属性等,与实际边界条件存在差异,传热模型和放热模型的简化造成

的结果,但总体相差不大,可以进一步对该发动机的燃烧系统进行深入研究。

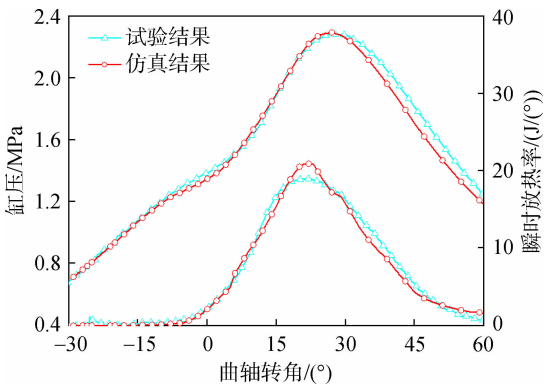


图 4 模型验证

Fig. 4 CFD model validation

3 不同异步点火相位对缸内燃烧的影响

发动机安装预燃室前,燃烧室内的两个火花塞的点火正时存在 4° 的点火间隔角。安装预燃室之后,由于预燃室内的火花塞形成的火焰传播距离增加,所以火花塞间隔角度应该适当增大。在 30% 节气门开度、5 000 r/min、喷油量为 20 mg、保持主燃室内火花塞的点火相位为 $\theta = -20^\circ$ 不变的条件下,将两个火花塞点火曲轴转角差 δ 分别设定为 4°、8° 和 12° 时,计算扩大异步点火相位差对缸内燃烧和爆震的影响规律。

3.1 不同异步点火相位对应的缸压和湍动能

图 5 为发动机在不同的异步点火相位时计算得到的缸压:随着异步点火相位的增大,整个燃烧室内的平均压力的爆压逐渐增大。相比于 $\delta = 4^\circ$, 当 $\delta = 12^\circ$ 时,最大爆压增加了 11%;最大爆压出

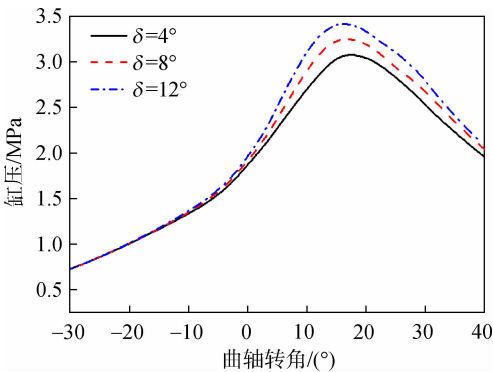


图 5 不同点火相位差对应的缸压

Fig. 5 Cylinder pressure under different ignition asynchronous phases

现的时刻逐渐靠近上止点。因此,增加异步点火相位可以有效改善发动机的动力性和经济性。

图 6 为发动机在不同的异步点火相位下,计算得到的缸内湍动能(TKE)。随着活塞上行,燃烧室容积逐渐减小,气体湍动能逐渐减小。虽然发动机的异步点火相位逐步增加,但缸内气体的湍动能变化并不明显,主要的区别出现在上止点附近,在上止点后, $\delta=4^\circ$ 对应的缸内湍动能要高于另外两组,这可能是由于预燃室的火花塞跳火越迟,预燃室内的喷射能量越高,对缸内的气流扰动越大,从而改善主燃室的气流运动,增加缸内湍动能;在上止点前,则表现出了相反的趋势,这也是由于大间隔角度造成的影响。

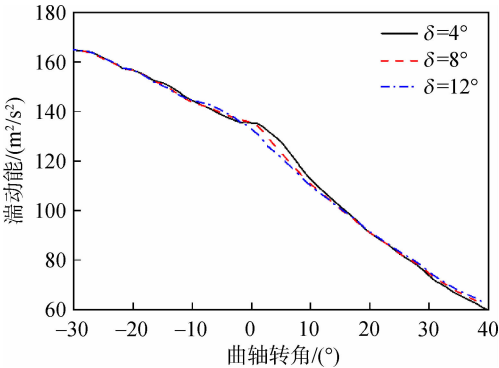


图 6 不同异步点火相位差的湍动能
Fig. 6 TKE under different ignition asynchronous phases

3.2 不同异步点火相位对应的放热率和累计放热量

图 7 表示发动机在不同异步点火相位条件下得到的放热率。预燃室内喷出的高温高速气体在预燃室中形成多个着火点,缩短火焰传播距离,加快主燃烧室的燃烧速度;预燃室内的火花塞跳火越早,火焰在预燃室中的发展越充分,同时,主燃室中的压力较低,对高温气体的阻力较小,促进高温气体的作用距离,进一步加速主燃室中的燃烧速度,所以火花塞异步点火相位差越大,缸内混合气燃烧速度越快,瞬时放热率越大。本文使用的预燃室的容积是主燃室容积的 4% 左右,所以主要的燃烧过程和放热过程都发生在主燃室中,由于 $\delta=12^\circ$ 导致了更快的燃烧速度,所以短时间内的累计放热量也更大,如图 8 所示。

虽然异步点火相位的增大改善了发动机的动力性和经济性,但是由于燃烧等容度的增加,燃烧室内温度增大,导致燃烧室内末端未燃混合气的低温反应加剧,爆震发生的概率增加。如图 7 所

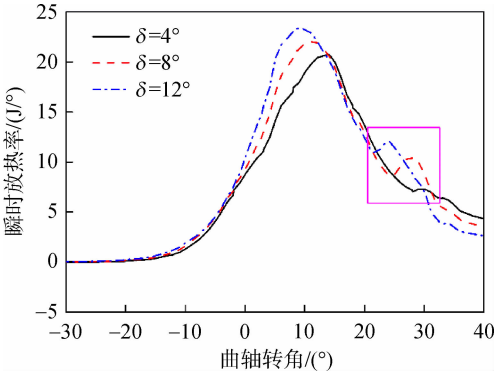


图 7 同点火相位差的瞬时放热率
Fig. 7 Heat release rates under different ignition asynchronous phases

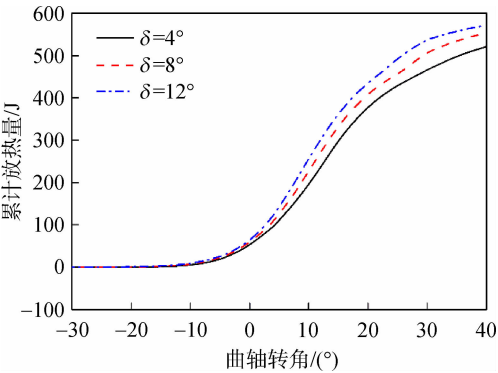


图 8 不同点火相位差对应的累计放热量
Fig. 8 Accumulated heat releases under different ignition asynchronous phases

示,随着异步点火间隔角度的增加,放热率曲线在整个曲线的后半段出现了突起,这主要是缸内末端气体发生自燃导致的放热率瞬间增加。随着点火间隔角度的增加,突起逐渐靠近上止点,这就说明,随着点火间隔角度的增加,缸内爆震的时刻反而逐渐提前,爆震的强度有所增加。

3.3 不同异步点火相位对应的缸内湍动能

图 9 为采用不同异步点火相位的发动机燃烧室内的湍动能分布情况。由图可知,主燃室内湍动能的分布存在明显的不均匀性。在 $\theta=-5^\circ$ 时刻,主燃室内针对活塞顶靠近预燃室射流孔附近的湍动能分布出现了明显差别,如图中黑色方框显示。随着预燃室内的火花塞跳火时刻的提前,预燃室内的火焰得到充分发展,从预燃室中喷射出来的高温气体能量越大,改善主燃室内部的湍动能。从图中可以看到,当 $\delta=12^\circ$ 时,预燃室靠近活塞的射流孔喷出的高温气体已经贯穿了主燃室,与活塞发生强烈碰撞,另一个射流孔喷射出的高温高速气体也已经与主燃室中的气体发生接

触,进而改善整个燃烧室内部气流的湍动能;而 $\delta=4^\circ$ 时,高温气体刚刚进入主燃室,对主燃室的混合气影响有限,所以此时的缸内湍动能较小。随后,由于主燃室内混合气快速燃烧,主燃室内压力快速升高,气体开始倒流回预燃室,由于小孔节流作用,气流的运动速度加快,同时也增大了湍动能的耗散,导致燃烧室内整体的湍动能开始逐渐下降。在 $\theta=-5^\circ$ 时刻,对于 $\delta=8^\circ$ 和 $\delta=12^\circ$ 两个工况,主燃室内气体已经出现明显的回流,而对于 $\delta=4^\circ$ 的工况,由于主燃室内燃烧滞后,燃气倒流回预燃室的量较少,所以湍动能的耗散量不如前两个工况,所以此时其缸内湍动能更高。

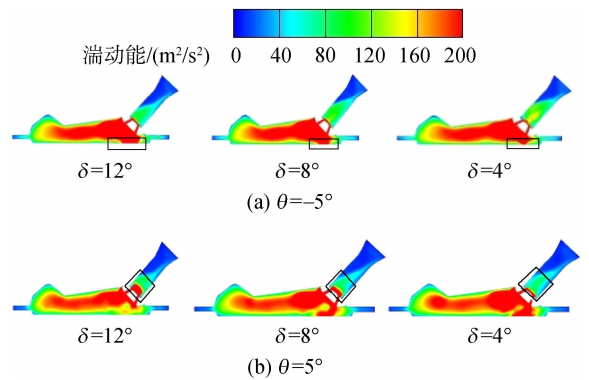


图 9 不同点火相位差的湍动能

Fig. 9 TKE distribution under different ignition asynchronous phases

3.4 不同异步点火相位对应的火焰面密度分布

图 10 为不同异步点火相位的发动机燃烧室内火焰面密度分布情况。

由图 10 可知,在 $\theta=-20^\circ$ 时刻,发动机预燃室内的火花塞形成的火焰锋面已开始向外传播,随着异步点火相位差的增大,预燃室内火焰锋面传播距离越远,当 $\delta=12^\circ$ 时,预燃室内火焰最远已经传播到预燃室的中间位置,火焰锋面形成的容积接近整个预燃室容积的一半。在 $\theta=-10^\circ$ 时刻,预燃室内部的高温气体通过射流孔进入主燃室,并点燃主燃室射流孔附近的混合气。

当 $\delta=8^\circ$ 时,高温气体进入主燃室的时刻有所滞后。图 10(b)中显示,在 $\theta=-10^\circ$ 时刻,图中的射流孔内部充满了高温气体,其中一个射流孔已经开始向主燃室内喷射出少量高温气体,并点燃了主燃室内一少部分气体,而图中另一个喷孔尚未喷出高温气体,这是由于预燃室内的气体运动所导致;图 11 为 $\delta=8^\circ$ 仿真工况在 $\theta=-12^\circ$ 时刻

的缸内流线和火焰锋面的叠加图。预燃室内气流运动复杂,火核形成后,火焰开始向外传播,由于预燃室内气流的作用,导致火焰向外传播过程中沿着预燃室上表面的火焰传播速度更快;也正是由于气流的运动,导致各个射流孔的喷射时刻才会出现前后差异。

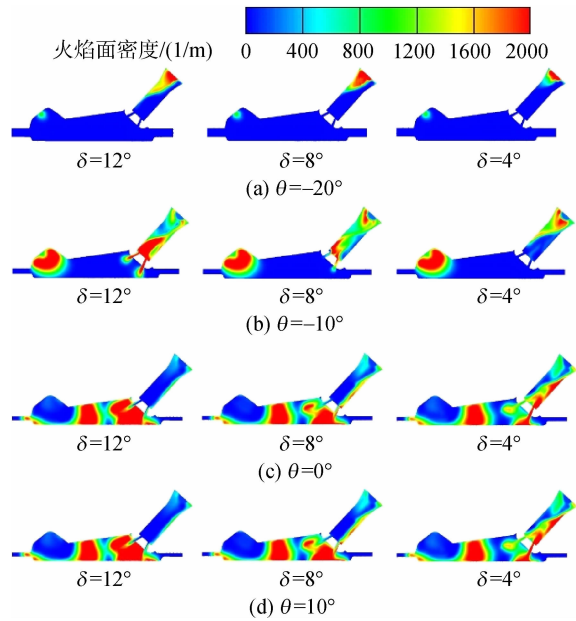


图 10 不同点火相位差对应的缸内火焰面密度

Fig. 10 Flame surface density for different ignition asynchronous phase

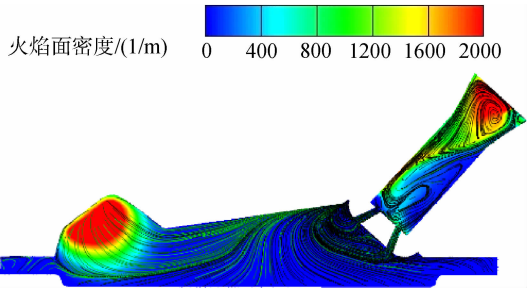


图 11 缸内气流流线和火焰锋面图

Fig. 11 In-cylinder flow line and flame surface

由于预燃室安装位置限制了射流孔朝向,导致图中的一个射流孔喷出的高温气体直接撞击活 塞顶面;而另一个射流孔的高温气体在运动方向 虽无活塞阻挡,但燃气作用的距离依然有限,而 且,从图 10(c)、图 10(d)两组图中可以发现,预燃 室内点火时刻越早,高温气体的喷射距离越远,预 燃室的加速作用越明显。预燃室喷射出的高温气 体可有效缩短火焰传播距离,并增加缸内湍动能, 改善缸内燃烧状况,因此高温气体的喷射距离对

于优化预燃室燃烧非常重要。

高温气体的喷射距离与主、预烧室之间的压差、主燃室内的压力有关:预燃室与主燃室的压差决定高温气体在进入主燃室的初速度;主燃室的压力决定了高温气体进入主燃室后的沿程阻力;表 2 为各点火正时下预燃室开始喷射高温气体的时刻和主、预燃室之间的压差。点火时刻的不同导致喷射时刻主、预燃室的压力不同,但是两者之间的压差相差不大,均为 2.3~5.8bar 左右,由此,可以进一步看出,主燃室内部的压力对高温气体的传播影响非常明显。如果双火花塞点火间隔角度过小,虽然在预燃室喷射时刻高温气体依然能在相同的压差下进入主燃室,但是由于主燃室内较高的气体压力,抑制高温气体的喷射距离,恶化缸内燃烧。

表 2 不同点火正时喷射时刻的缸内压力

Table 2 Cylinder pressure at different ignition timings

参数	$\delta=12^\circ$	$\delta=8^\circ$	$\delta=4^\circ$
喷射时刻	-10	-8	-4
预燃室压力/MPa	1.76	1.81	2.02
主燃室压力/MPa	1.28~1.52	1.27~1.58	1.4~1.75
压差/MPa	0.24~0.48	0.23~0.54	0.27~0.58

当主燃室中的压力随着火焰的传播逐渐高于预燃室内部压力后,高温燃气会再次回流到预燃室内,此时主燃室内依然有未燃烧的混合气,且主要集中在安装预燃室一侧的气缸内,如图 12 中的方格所示;这主要是因为预燃室喷射出的高温气体在进入气缸时,高温气体有明确的方向,而且,由于缸内气流的运动,导致该部分气流的流动方向为远离气缸壁流动,导致主燃室内预燃室正下方的火焰传播速度较慢,只有当高温气体与活塞碰撞转换成湍流火焰,并且气流开始向此处流动之后火焰才能向此处快速传播。因此,这部分未燃混合气会受到较长时间的热辐射作用,从而增加爆震可能性。

3.5 不同异步点火相位对应的爆震强度分布

到目前为止,爆震现象的成因有多种假说,其中,末端气体自燃说是其中最主要的一种。图 13 为不同的异步点火相位对应的缸内反应速率计算结果,可以清楚地看到缸内末端气体发生自燃的时刻和位置。由于 $\delta=4^\circ$ 的点火间隔在缸内未引发爆震,因此以下部分将不对该情况进行探讨。

从图 13 可知,由于采用了不同的点火相位差

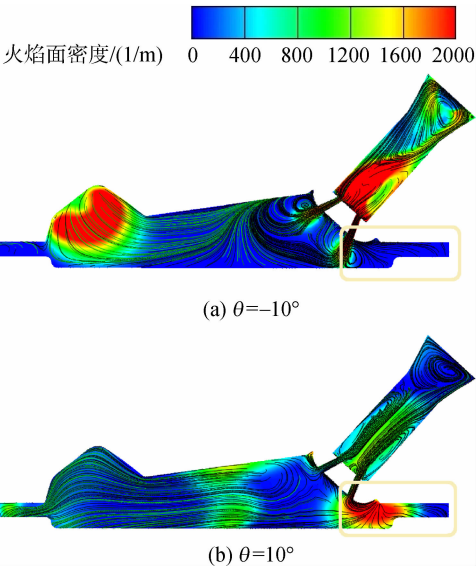


图 12 预燃室附近气流运动的变化过程
Fig. 12 The change process of airflow movement near the pre-chamber

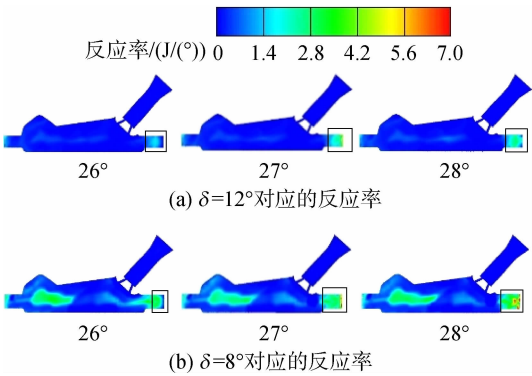


图 13 不同异步点火相位差对应的缸内反应率
Fig. 13 Reaction rate distribution under different ignition asynchronous phases

进行点火,末端气体发生自燃的时刻发生了明显的变化,但是发生自燃的位置并未发生变化,均为靠近预燃室一侧的缸体处。如果简单的将预燃室的喷孔对准此处,虽然可以加速此处的燃烧过程,但是由于航空煤油的当量辛烷值过低,自燃温度远低于航空汽油,所以仍会在缸内其余位置导致混合气的自燃,无法改善爆震边界。而且,由于被动预燃室的安装,主燃室中的燃烧速度因为高温气体的加入而加快,这就减少了避免传热损失,进一步提高了缸内燃烧温度,如果不改变火花塞的点火正时,将会引发更大强度的爆震。但是,由于燃烧加速,所以可以通过合理的延迟点火正时,在降低爆震的同时恢复一定的功率。目前,合理的点火正时角度和异步点火相位有

待进一步研究。

4 结 论

为了解双火花塞点火相位差对安装被动预燃室的四冲程点燃式航空重油活塞发动机的缸内燃烧的影响规律,使用 AVL Fire 建立了燃烧室模型,在 30%节气门开度、转速为 5 500 r/min,喷油量为 20 mg 条件下,将双火花塞点火相位差分别设定为 4°、8°和 12°曲轴转角,研究了双火花塞点火相位差对发动机缸内燃烧的影响规律,结论如下:

1) 对于安装有被动预燃室的发动机,在保持主燃室内火花塞点火相位不变的前提下,双火花塞点火相位差逐渐增大,缸内的最大爆压也逐渐增大的趋势,缸内爆压出现的时刻逐渐向上止点方向移动;放热率的最大值也呈现出相同趋势,整机的动力性和经济性得以改善。

2) 装有被动预燃室的四冲程点燃式航空重油活塞发动机采用不同的异步点火相位差进行点火对燃烧室内的湍动能和爆震发生位置无明显影响,但是燃烧室内的火焰面密度有明显的变化;异步点火角度的增加可以改善预燃室内的高温气体作用距离,但是增大异步点火角度后高温气体依然未能横穿整个燃烧室;异步点火相位的增大导致了缸内燃烧温度的增加,将爆震发生时刻提前。

参考文献:

[1] PICKETT B M, BURNETTE P F, WELLS S P, et al. Fire safety tests comparing synthetic jet and diesel fuels with JP-8[J]. Fire Safety Journal, 2011, 46(3): 89-95.

[2] 张志强, 贺俊, 魏名山, 等. 某航空活塞发动机回火试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1696-1701.

ZHANG Zhiqiang, HE Jun, WEI Mingshan, et al. Backfire tests of an aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013(8): 1696-1701. (in Chinese)

[3] FALKOWSKI D T, ABATA D L, CHO P. The performance of a spark-ignited stratified-charge two stroke engine operating on a kerosine based aviation fuel[J]. SAE Transactions, 1997, 106: 2169-2177.

[4] DUDDY B J, LEE J, WALLUK M, et al. Conversion of a spark-ignited aircraft engine to JP-8 heavy fuel for use in unmanned aerial vehicles[J]. SAE International Journal of Engines, 2011, 4(1): 82-93.

[5] YU G, LI J G, CHANG X Y, et al. Investigation of kero-

sene combustion characteristics with pilot hydrogen in model supersonic combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1263-1272.

[6] WANG Z, WANG Y, REITZ R D. Pressure oscillation and chemical kinetics coupling during knock processes in gasoline engine combustion[J]. Energy and Fuels, 2012, 26(12): 7107-7119.

[7] ATTARD W P, BLAXILL H, ANDERSON E K, et al. Knock limit extension with a gasoline fueled pre-chamber jet igniter in a modern vehicle powertrain[J]. SAE International Journal of Engines, 2012, 5(3): 1201-1215.

[8] BENAJES J, NOVELLA R, GOMEZ-SORIANO J, et al. Evaluation of the passive pre-chamber ignition concept for future high compression ratio turbocharged spark-ignition engines[J]. Applied Energy, 2019, 248: 576-588.

[9] TURKISH M C. 3-valve stratified charge engines: evolution, analysis and progression[R]. SAE Technical Paper 741163, 1974.

[10] DATE T, YAGI S, ISHIZUYA A, et al. Research and development of the Honda CVCC engine[R]. SAE Technical Paper 740605, 1974.

[11] ALVAREZ C E C, COUTO G E, ROSO V R, et al. A review of pre-chamber ignition systems as lean combustion technology for SI engines[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 128(2018): 107-120.

[12] NOGUCHI M, SANDA S, NAKAMURA N. Development of Toyota lean burn engine[R]. SAE Technical Paper 760757, 1976.

[13] BRANDSTETTER W R. The volkswagen lean burn pc-engine concept[R]. SAE Technical Paper 800456, 1980.

[14] GENTZ G, THELEN B, GHOLAMISHEERI M, et al. A study of the influence of orifice diameter on a turbulent jet ignition system through combustion visualization and performance characterization in a rapid compression machine[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 81(2015): 399-411.

[15] LUO Qinghe, SUN Baigang, GAO Yongli, et al. The effect of equivalence ratio, temperature and pressure on the combustion characteristics of hydrogen-air pre-mixture with turbulent jet induced by pre-chamber sparkplug[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(36): 20470-20481.

[16] 甄旭东. 火花点燃式甲醇发动机燃烧过程及爆震机理的研究[D]. 天津: 天津大学, 2014.

ZHEN Xudong. The study of the combustion process and knocking mechanism in spark-ignition methanol engine[D]. Tianjin: Tianjin University, 2014. (in Chinese)

[17] ZHEN X, WANG Y, XU S, et al. Study of knock in a high compression ratio spark-ignition methanol engine by multi-dimensional simulation[J]. Energy, 2013, 50(1): 150-159.

(编辑: 张 雪)