

## 斜爆轰发动机燃烧机理试验研究\*

张子健<sup>1,2</sup>, 韩 信<sup>1,2</sup>, 马凯夫<sup>1,2</sup>, 张文硕<sup>1,2</sup>, 刘云峰<sup>1,2</sup>,  
苑朝凯<sup>1,2</sup>, 姜宗林<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院力学研究所, 北京 100190;  
2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

**摘要:** 为了研究斜爆轰发动机的稳定燃烧机理, 开展了飞行马赫数9的斜爆轰发动机的数值模拟研究和试验研究。设计了全尺度斜爆轰发动机模型, 发动机的总长度为2.8m。采用两级进气道压缩, 每级压缩角度均为15°。利用三个小支板在进气道前缘主流核心区中进行氢气的喷射和混合。采用带化学反应的雷诺平均N-S方程、SST  $k-\omega$  模型以及9组分19步反应的基元反应模型, 对氢气混合过程和发动机燃烧过程进行了数值模拟研究。结果表明, 氢气在进气道内混合得比较均匀, 在燃烧室内获得了稳定的斜爆轰流场和正爆轰流场。在激波风洞中开展了马赫数9状态下的斜爆轰发动机稳定燃烧机理试验研究, 在50ms的风洞有效试验时间内获得了持续稳定的斜爆轰流场, 试验结果与数值模拟结果吻合较好, 表明在试验中形成了斜爆轰波。研究结果证明了斜爆轰发动机的技术可行性。

**关键词:** 斜爆轰发动机; 超声速燃烧; 激波诱导燃烧; 斜爆轰波; 斜激波

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0786-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200828

## Experimental Research on Combustion Mechanism of Oblique Detonation Engines

ZHANG Zi-jian<sup>1,2</sup>, HAN Xin<sup>1,2</sup>, MA Kai-fu<sup>1,2</sup>, ZHANG Wen-shuo<sup>1,2</sup>, LIU Yun-feng<sup>1,2</sup>,  
YUAN Chao-kai<sup>1,2</sup>, JIANG Zong-lin<sup>1,2</sup>

(1. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;  
2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Numerical simulations and experiments of a *Ma* 9 oblique detonation engine were conducted to study the combustion mechanism of oblique detonation engines. Firstly, a full-scale engine model with a length of 2.8m was designed. The engine inlet is a two-stage compression inlet composed of two 15°-inclined ramps. The hydrogen is pre-injected into the main flow at the leading front of the inlet by three strut-injectors. Secondly, the mixing process at the inlet and the combustion process in the combustor were numerically simulated. In the numerical simulations, the governing equations are Reynolds average Navier-Stokes equations with SST  $k-\omega$  turbulence model and 9-species and 19-reactions detailed chemical reaction kinetics. The numerical results show that the mixing process of hydrogen along the inlet is good. The stable oblique detonation waves and normal detonation waves are obtained in the combustor. Finally, the experiments under *Ma* 9 flight conditions were conducted in the shock tunnel. The stable flow fields of oblique detonation engine were established in the duration of 50ms test

\* 收稿日期: 2020-10-19; 修订日期: 2020-12-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (11672312)。

作者简介: 张子健, 博士生, 研究领域为激波与爆轰物理。E-mail: zhangzijian@imech.ac.cn

通讯作者: 刘云峰, 博士, 高级工程师, 研究领域为激波与爆轰物理。E-mail: liuyunfeng@imech.ac.cn

引用格式: 张子健, 韩 信, 马凯夫, 等. 斜爆轰发动机燃烧机理试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 786-794.

(ZHANG Zi-jian, HAN Xin, MA Kai-fu, et al. Experimental Research on Combustion Mechanism of Oblique Detonation Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 786-794.)

time of the shock tunnel. The experimental results are in good agreements with numerical results which means that stable oblique detonation waves were successfully obtained in the shock tunnel experiments. This research results demonstrate the technical feasibility of oblique detonation engines.

**Key words:** Oblique detonation engines; Supersonic combustion; Shock-induced combustion; Oblique detonation wave; Oblique shock wave

## 1 引言

超燃冲压发动机概念是由美籍意大利空气动力学家 Ferri 在 1958 年提出的<sup>[1-3]</sup>。在 2001 年, Curran<sup>[4]</sup>对超燃冲压发动机前 40 年的研究进展进行了综述。乐嘉陵<sup>[5]</sup>总结了我国空气动力研究与发展中心吸气式高超声速技术在试验设备、超燃冲压发动机、数值模拟以及机体/推进一体化飞行器等方面的研究进展。俞刚等<sup>[6]</sup>对超声速燃烧与高超声速推进研究 50 多年来的研究进展进行了综述,重点介绍了中国科学院力学研究所在碳氢燃料超燃冲压发动机上取得的研究进展。王振国等<sup>[7]</sup>对高超声速飞行器动力系统研究进展进行了综述,重点介绍了超燃冲压发动机、爆震发动机和组合循环发动机等典型高超声速吸气式发动机的基本工作原理与系统组成、高超声速飞行器动力系统存在的难点问题、高超声速飞行器动力系统燃烧过程及其燃烧基本问题等。

超燃冲压发动机的理想工作范围被认为是马赫数 5~8。对于更高马赫数范围内的吸气式发动机,斜爆轰发动机(Oblique Detonation Engines, ODEs)和激波诱导燃烧冲压发动机(Shock-Induced Combustion Ramjet Engines, Shcramjets)被认为是非常具有发展潜力的吸气式发动机<sup>[8-18]</sup>。Rubins 等<sup>[9]</sup>对美国 1959~1968 年期间开展的斜爆轰发动机的研究进展进行了综述并指出了发展方向。Sislian 等<sup>[10-11]</sup>开展了  $Ma11$  激波诱导燃烧冲压发动机的整机数值模拟研究,通过燃烧室内的斜劈产生的斜激波来诱导燃烧,没有形成斜爆轰波。Lu 等<sup>[14]</sup>开展了斜爆轰发动机无粘数值模拟研究,通过斜劈起爆,在燃烧室内获得了稳定的斜爆轰波。Sosa 等<sup>[16]</sup>在高焓风洞中开展试验研究,通过激波/激波相互作用点燃了正爆轰波,正爆轰波向流场上游传播,最终稳定在相对固定的位置。

斜爆轰发动机概念几乎是和超燃冲压发动机概念同时期提出的,是超燃冲压发动机在高马赫数范围内的拓展和补充。但是,由于试验技术非常困难,一直处于概念研究阶段,迄今为止缺乏试验研究结果。本研究重点关注斜爆轰发动机的稳定燃烧机

理,开展了飞行马赫数 9 状态下的斜爆轰发动机的整机数值模拟研究,并在中国科学院力学研究所的 JF-12 激波风洞上开展试验研究,验证了斜爆轰发动机的技术可行性。

## 2 斜爆轰发动机数值模拟研究

对于飞行马赫数  $Ma > 9$  的高超声速飞行器,斜爆轰燃烧模态、激波诱导燃烧模态和超声速燃烧模态均可应用,其燃烧机理和推进性能都需要进行研究和比较。斜爆轰发动机的特点是利用斜激波作为点火源,不需要像超燃冲压发动机那样使用凹腔稳焰。但是,斜爆轰发动机需要的来流条件是斜激波后的温度到达混合气体的自点火温度而又不产生很大的激波损失。根据斜爆轰波极曲线理论<sup>[8]</sup>,为了在斜爆轰发动机中形成驻定的斜爆轰波,燃烧室入口气流速度必须要大于 C-J 爆轰波速度,这是必要条件。在实际工程应用中,因为斜爆轰波是在燃烧室受限空间内产生的,而且还受到激波/激波和激波/边界层相互作用的影响,发动机的稳定性机理要复杂得多,需要进行数值模拟研究和试验验证研究。

图 1 给出了斜爆轰发动机的结构示意图,主要有两种基本构型:一种是内部燃料喷射构型(图 1(a));另一种是外部燃料喷射构型(图 1(b))。内部燃料喷射发动机主要分为进气道、混合段、燃烧室和尾喷管四部分。来流经过进气道压缩后进入混合段,在混合段内完成燃料的喷射和混合过程,再经燃烧室内的斜劈压缩来形成斜爆轰波,高温高压的斜爆轰产物经过尾喷管喷出,产生推力。如果没有形成斜爆轰波,就是激波诱导燃烧模态。这种发动机结构与超燃冲压发动机非常相似,可以相互结合,实现宽速域飞行。外部燃料喷射发动机是最传统的斜爆轰发动机概念,燃料在前体预喷射并完成预混,预混气体经过前体压缩后形成一道斜激波,这道斜激波在燃烧室下壁面处反射,形成反射激波,利用这道反射激波来形成斜爆轰波。本文只介绍外部燃料喷射构型的数值模拟结果和试验验证结果,关于内部燃料喷射构型的数值模拟结果详见文献[19]。

设计了外部燃料喷射斜爆轰发动机模型,见图

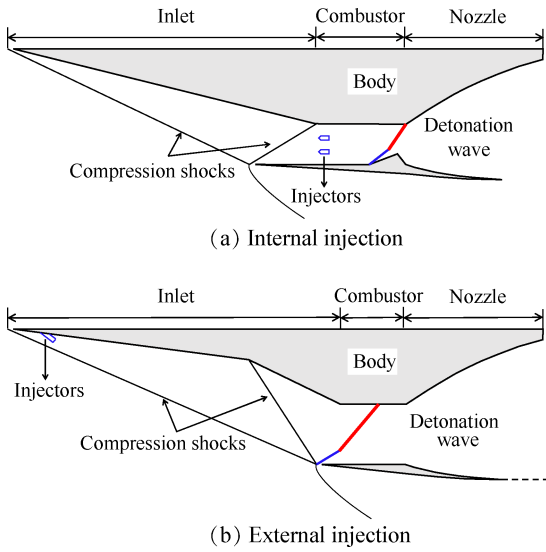


Fig. 1 Schematics of oblique detonation engines

2<sup>[20]</sup>。发动机主体采用二维结构,主要部件包括:燃料喷射小支板、两级压缩进气道、燃烧室和尾喷管四部分。发动机的总体长度是2.8m,高度是0.8m。采用两个15°的两级压缩进气道,压缩长度分别为1.5m和0.5m。燃烧室的长度和高度分别为0.2m和76.5mm。燃烧室后面连接的是尾喷管,单边膨胀角为20°。进气道宽度0.5m,燃烧室宽度0.4m。为了实现燃料的预先喷射和混合,在前体采用三个小支板预先喷射方式,小支板具体结构尺寸见图3<sup>[20]</sup>。氢气燃料垂直喷射,喷射口的直径1mm,间距20mm,上下壁面间隔布置。采用声速喉道喷射,通过调节燃料喷射压力来控制当量比。同时,为了减少边界层分离的影响,在燃烧室入口下壁面处设计有边界层抽吸口

(图2中bleed处)。

从图2可以看出,来流经过进气道压缩后,形成一道斜激波(OSW),这道斜激波在燃烧室上壁面唇口处反射,形成反射激波,利用这道反射激波作为点火源,点燃斜爆轰波(ODW)。在实际应用中,最后是形成斜爆轰波还是激波诱导燃烧,取决于斜激波后面混合气体的流动状态和点火延迟时间。研究内容有三个:(1)研究前体燃料混合情况,既要完成混合,又不能提前燃烧;(2)研究混合气体是否能在斜激波后完成自点火并形成斜爆轰波;(3)研究斜爆轰波是否能够保持持续稳定的状态,既不向上游传播,也不会解耦和熄灭。根据理论分析结果<sup>[21-22]</sup>,在模型设计时考虑三个关键参数:(1)混合气体经过前体压缩后,斜激波后面静温要低于点火温度,保证混合气体不会提前燃烧;(2)燃烧室入口的反射激波后面的混合气体的静温要达到混合气体的自点火温度,引燃斜爆轰波;(3)燃烧室入口的速度大于混合气体的C-J爆轰波速度,保证爆轰波不会上传,不会引起发动机不起动现象。

使用CFD++软件进行数值模拟研究。为了节省运算时间,将整个计算域划分为两部分。对于进气道中的燃料喷射和混合问题,采用三维数值模拟。对于燃烧室内的燃烧过程,采用二维数值模拟,认为经过进气道压缩后的混合气体在进入燃烧室时在横向方向上的分布基本是均匀的,入口参数从三维数值模拟结果中提取。控制方程采用带化学反应的雷诺平均的N-S方程(RANS),湍流模型采用SST  $k-\omega$ 模型<sup>[23]</sup>,化学反应模型采用9组份19步反应的基元

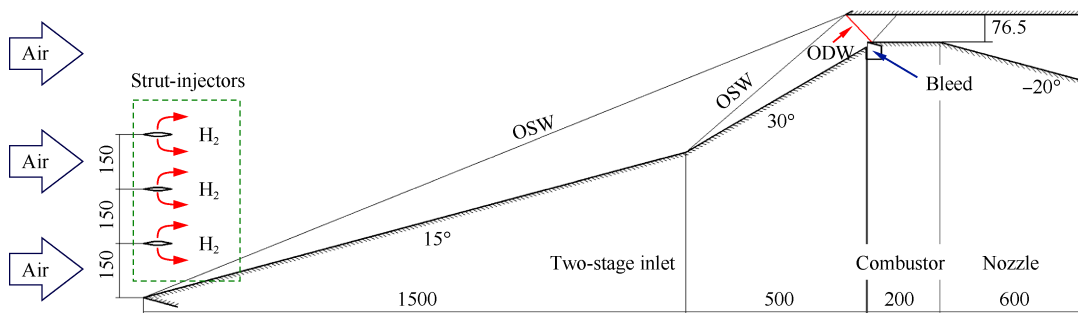


Fig. 2 Schematic of the designed ODE<sup>[20]</sup> (mm)

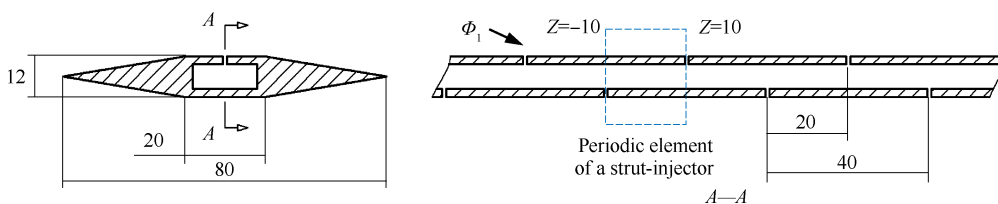


Fig. 3 Schematic of a strut-injector<sup>[20]</sup> (mm)

反应模型<sup>[24]</sup>。自由来流马赫数为 8.67,总温 3572K,总压 3.89MPa,相当于 45km 的飞行高度。燃料为氢气,喷口马赫数为声速,总温 300K,总压 787kPa,平均当量比为 1.2。壁面采用无滑移等温壁面边界条件,壁面温度 300K。

图 4 给出了通过三维数值模拟得到的进气道燃料喷射和混合过程中的横向位置  $z=0$  截面上的氢气当量比云图和温度云图<sup>[20]</sup>,从图中可以看出,由于氢气扩散速度很快,燃料混合比较均匀,没有发生提前点火的现象。由于小支板远离壁面边界层,边界层内的当量比较低,而且是冷壁面,因此在边界层内也没有发生提前点火现象。图 5 给出了燃烧室入口(图 4(a)的  $h$  处)的气流参数分布,包括静温、静压、速度和马赫数。从图 5 可以看出,燃烧室入口的流场是比较均匀的,静温约为 800K,低于氢气/空气的自点火温度,避免混合气体提前燃烧。速度约为 2400m/s,大于当量比为 1.0 的氢气/空气的 C-J 爆轰波速度 1950m/s,一方面保证满足形成斜爆轰波的必要条件,另一方面也保证斜爆轰波不会向前传播,不会引起发动机不起动现象。

图 6 给出了通过二维数值模拟得到的燃烧室内斜爆轰波形成的非定常过程<sup>[20]</sup>。从图中可以看出,进气道形成的斜激波在上壁面唇口处进行一次反射

后,反射激波后面并没有直接形成斜爆轰波,而是激波诱导燃烧,火焰面与斜激波之间有一定的距离。反射激波在燃烧室下壁面继续进行二次反射,激波/边界层相互作用引起下壁面边界层分离,形成分离泡。随着时间的推移,分离泡不断变大,向前推移。当分离泡移动到下壁面前缘边界层抽吸口的位置处时停止移动(图中 bleed 处),分离泡结构变得稳定。在分离泡前面同时形成一道斜激波,与上壁面的反射激波发生相互作用。激波/激波相互作用提高了激波后面的压力和温度,混合气体燃烧加剧,点火延迟时间变短,火焰面与激波耦合,形成正爆轰波或过驱爆轰波。该过驱爆轰波向上游传播,燃烧面积增大,强度变弱,最终与自由来流速度达到平衡,形成持续稳定的正爆轰流场。随着时间的推移,流场结构不再发生变化。对于这种复杂的流动,没有理论解,最终的稳定流场结构取决于激波/边界层相互作用的结果。

数值模拟结果证明了斜爆轰发动机工作中的几个关键机理:(1)斜爆轰发动机的概念(见图 1)是无粘流动的概念,因此反射激波在燃烧室内的反射位置不受限制。但是,在实际工程应用中,由于边界层的存在,流动会变得非常复杂,边界层控制技术是非常重要的;(2)激波/激波相互作用非常重要,数值模拟发现,激波/激波相互作用提高了压力和温度,缩短

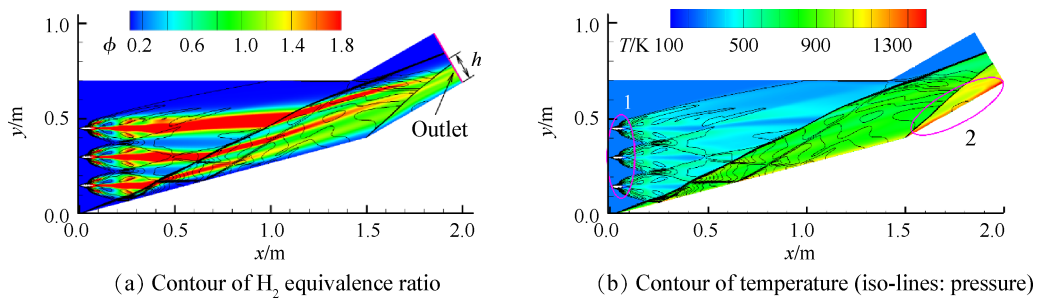


Fig. 4 Flow field of the ODE inlet at  $z=0$ <sup>[20]</sup>

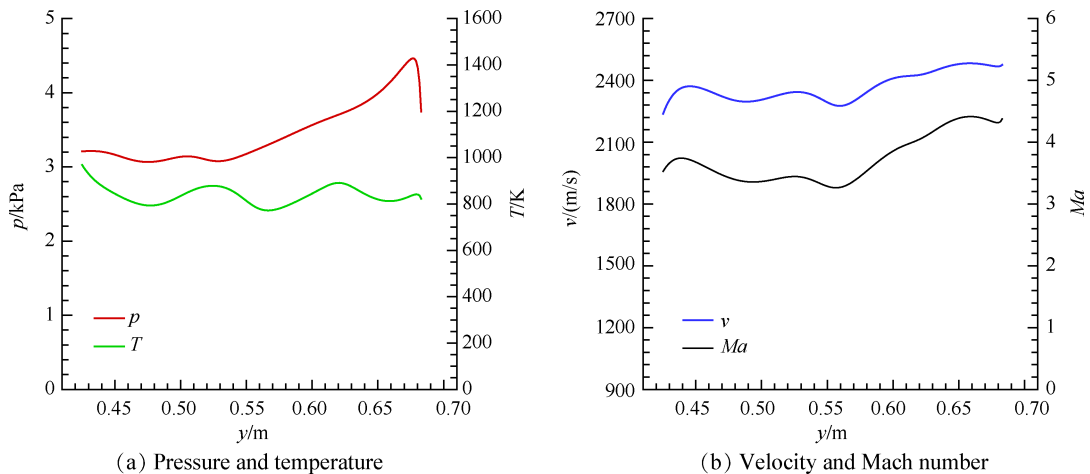


Fig. 5 Inlet flow parameters of the combustor

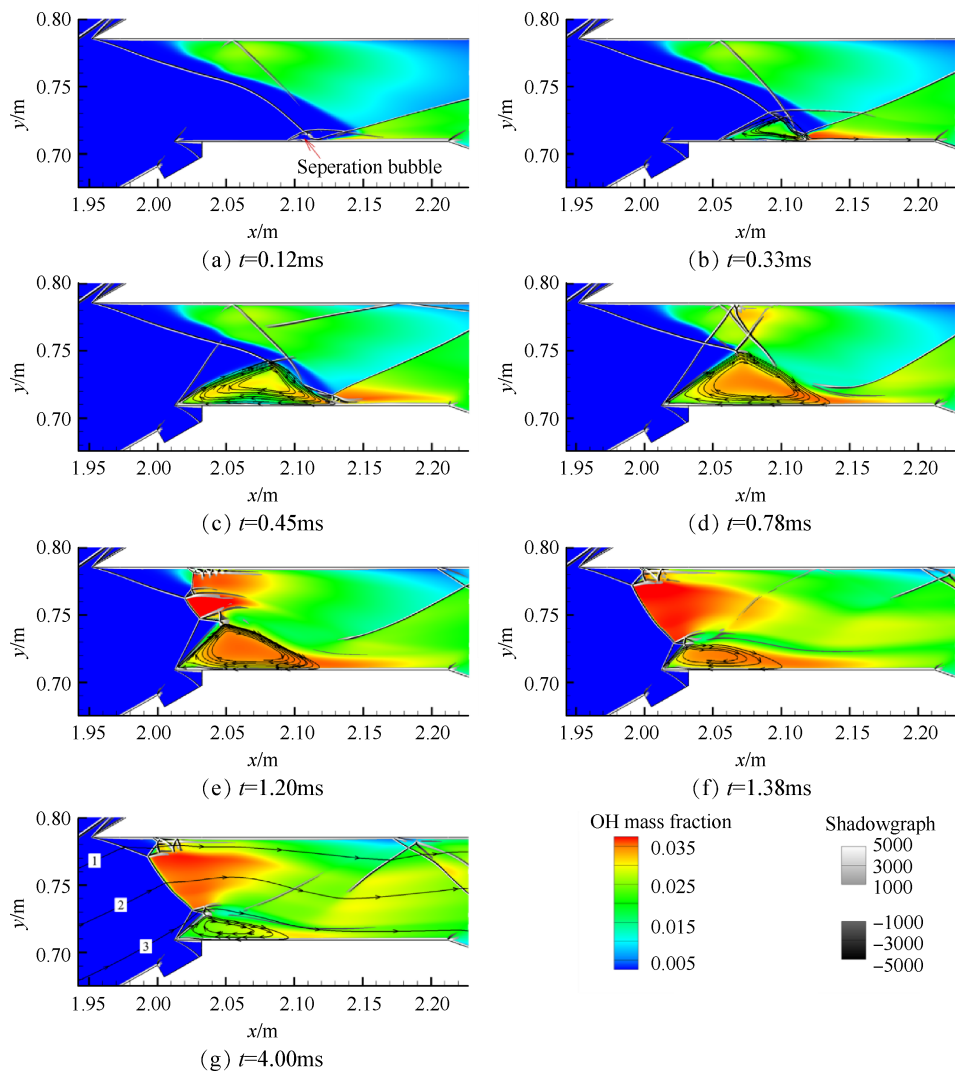


Fig. 6 Contours of OH mass fraction in the ODE combustor at different time instants, overlaid with middle-cut-off numerical shadowgraphs ( $\nabla^2\rho$ )<sup>[20]</sup>

点火延迟时间,保证成功点火,而激波/激波相互作用除了有一定的总压损失以外,并没有产生额外的阻力。如果只用一道斜劈来形成斜爆轰波,则斜劈的角度就会非常大,会产生很大的激波阻力;(3)C-J爆轰理论的重要性。在该算例中,如果燃烧室入口来流速度降低,正爆轰波也可能会继续向上游传播,造成发动机不起动。但是这并不影响将C-J爆轰波作为稳定燃烧理论边界。根据C-J理论,调整相关参数后,仍然可以保证流场是稳定的;(4)火焰不会熄灭,因为激波/激波相互作用点的位置是不变的,只要保证该位置的流动参数满足气体自点火条件,火焰就不会熄灭,爆轰波会在燃烧室入口和激波/激波相互作用点之间轻微地震荡。

### 3 斜爆轰发动机试验研究

在中国科学院力学研究所的JF-12激波风洞上

开展斜爆轰发动机的试验验证研究。关于JF-12激波风洞的具体结构和流场参数详见文献[25-27]。风洞驻室的总温、总压等流动参数均考虑了高温气体效应的影响,喷管出口参数按照平衡流计算。发动机模型尺寸和试验状态参数同数值模拟的发动机设计参数和试验状态参数基本一致,发动机模型见图7。因为是第一次开展此类型的试验研究,为了简化试验方案,在发动机模型设计时将进气道设计成一级压缩,为了保证混合气体进入燃烧室之前不发生提前燃烧,进气道压缩角度仍然保持 $15^\circ$ ,将发动机燃烧室向下倾斜 $15^\circ$ 来实现数值模拟中第二道前体压缩面的压缩功能。为了控制分离泡的大小,燃烧室上壁面是可以前后移动的,使得上壁面反射激波在下壁面的作用点位置不同,以此来控制分离泡的大小和位置。如果反射激波在下壁面的作用点正好是下壁面的唇口,那么就不会形成分离泡,也不会

形成正爆轰波,只会形成一道斜爆轰波或者是一道斜激波。

从图7(a)可以看出,在进气道前缘主流区中采用三个小支板进行氢气垂直喷射,氢气通过铜管引入到小支板中。在试验中,氢气在风洞流场建立前提前喷入。三个小支板的位置可以上下调节,用来调节与边界层的距离,避免边界层内聚集太多的氢气而引起提前燃烧。从图7(a)还可以看出,在进气道前缘设置了边界层拌线,用来提前猝发边界层转捩,保证进气道为全湍流边界层,降低燃烧室入口的边界层厚度,降低激波/边界层相互作用的影响。图7(d)给出了进气道和燃烧室的局部放大图,可以清楚地看到进气道、边界层抽吸缝和燃烧室的玻璃窗口。边界层抽吸缝的高度约为20mm,与数值模拟得到的进气道出口湍流边界层厚度一致。

在JF-12激波风洞中模拟了飞行马赫数9的状态,空气总温3600K、燃料为氢气、平均当量比为1.20,在风洞有效试验时间50ms内均获得了持续稳定的斜爆轰波流场和正爆轰波流场。图8给出了斜爆轰发动机的瞬态起动过程。在进行斜爆轰模态试验时,为了向前移动上壁面,将玻璃窗口拆除。从图8中可以看出,在 $t=0\text{ms}$ 和 $0.55\text{ms}$ 时刻,发动机流场还没有完全建立;在 $t=1.11\text{ms}$ 时刻,流场建立,燃烧室内发生剧烈燃烧,斜爆轰波向上游传播,斜爆轰波角度

很大;在 $t=1.67\text{ms}$ 时刻,斜爆轰波传播出燃烧室;在 $t=2.22\text{ms}$ 时刻,由于燃烧室入口气流速度大于斜爆轰波速度,斜爆轰波又被向后推移到燃烧室内部;从 $t=3.33\text{ms}$ 时刻开始,建立了稳定的斜爆轰流场,斜爆轰波驻定并保持微小的振动。试验中同样也获得了正爆轰波流场的瞬态建立过程,过程同数值模拟结果图6一致。

图9给出了三个具有代表性的试验纹影图片,分别是斜爆轰波、正爆轰波和斜激波。对于斜爆轰波和正爆轰波,二者的来流参数和压缩角度完全相同,唯一的区别就是上壁面的前后位置不同,导致分离泡的大小不同。对于斜爆轰波,燃烧室上壁面反射的斜激波正好打在燃烧室下壁面前缘和边界层抽吸口处,因此没有分离泡。而对于正爆轰波,燃烧室上壁面反射的斜激波打在燃烧室下壁面的中间位置,形成分离泡,在分离泡前面产生斜激波。激波/激波相互作用形成过驱的正爆轰波。正爆轰波的传播速度与燃烧室入口气流速度达到平衡,流场保持稳定,爆轰波面与流线垂直。

试验中,高速摄影的采样频率是3000帧/秒,在50ms的有效试验时间内,可以获得150多张流场图片。对这些图片进行统计分析,发现斜爆轰波和斜激波虽然有微小的震荡,但是平均角度基本保持不变。图9给出了斜爆轰波和斜激波角度的统计平均结果,从图中可以看出,斜爆轰波的平均角度约为

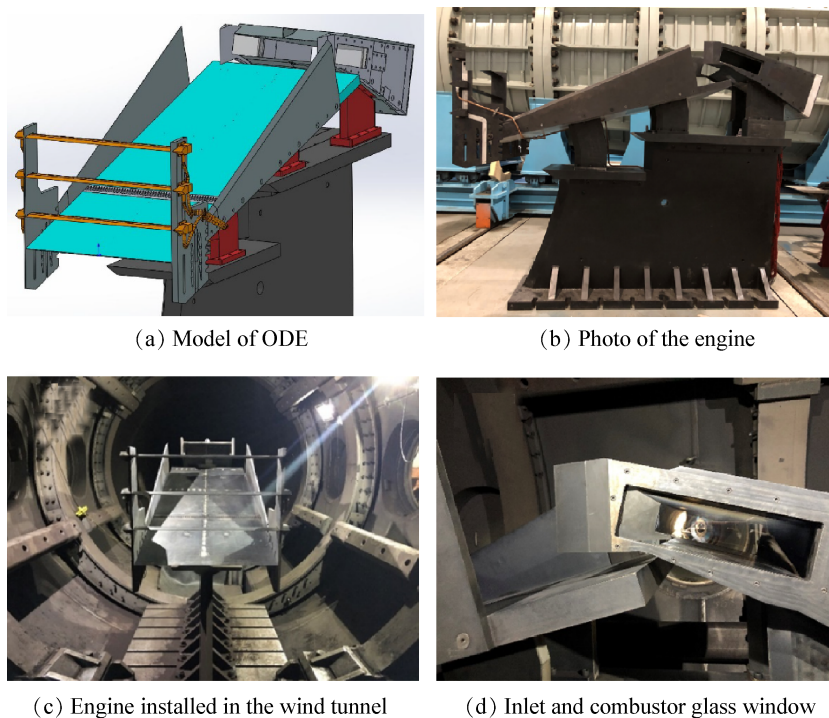


Fig. 7 Oblique detonation engine in JF-12 shock tunnel

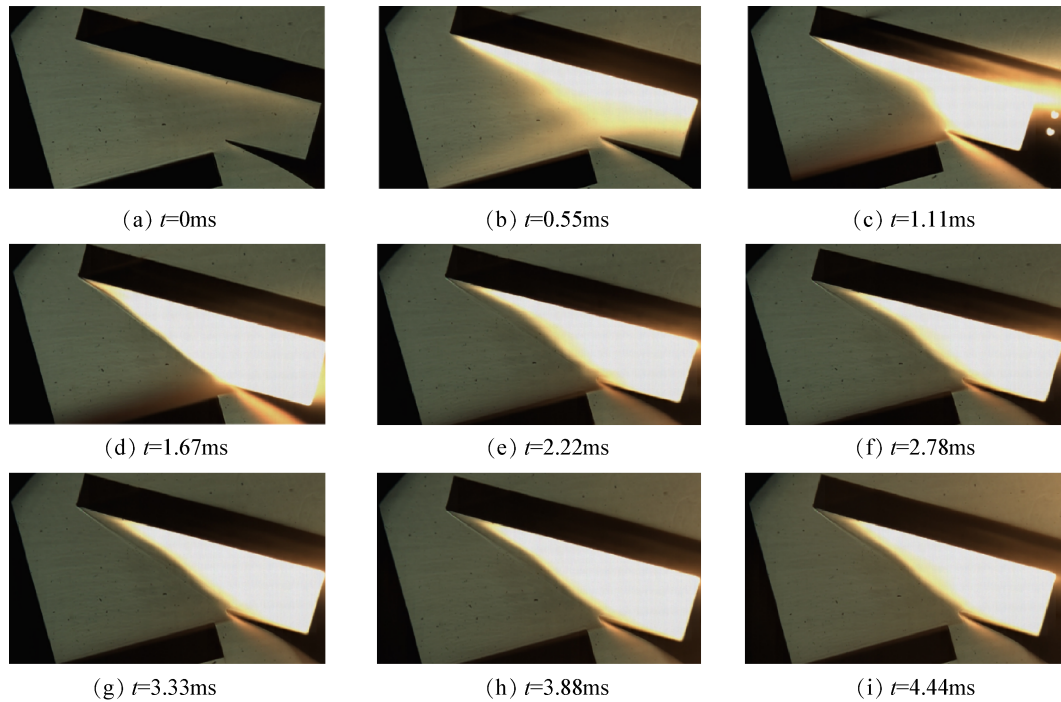
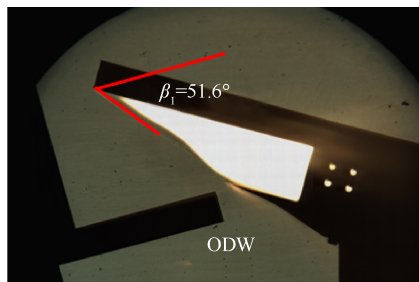
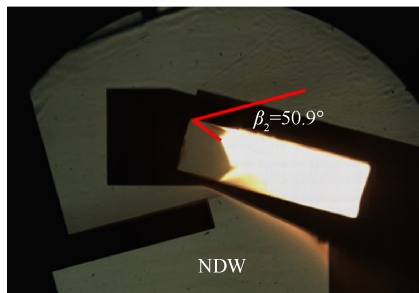


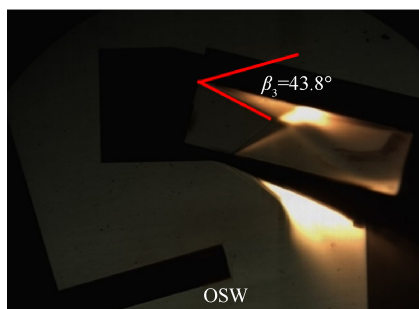
Fig. 8 Transient start process of oblique detonation engine



(a) Oblique detonation wave



(b) Normal detonation wave



(c) Oblique shock wave

Fig. 9 Experimental flow fields in the combustor of oblique detonation engine

51°,斜激波的平均角度为43°,均有±2°的不确定度。C-J斜爆轰波角度的理论计算公式见式(1),斜激波角的理论计算公式见式(2),利用图5给出的燃烧室入口气流参数,根据式(1)计算得到斜爆轰波理论角度是51°,根据式(2)计算得到斜激波理论角度是42.9°。试验结果与理论结果吻合较好,表明试验中获得了持续稳定的斜爆轰波流场,而不是激波诱导燃烧流场。如果是激波诱导燃烧流场,斜激波角度将保持在约为43°的理论值。

$$\sin \beta_{\text{ODW-CJ}} = \frac{D_{\text{CJ}}}{u} \quad (1)$$

式中 $\beta_{\text{ODW-CJ}}$ 是C-J爆轰波的斜爆轰角, $D_{\text{CJ}}$ 是C-J爆轰波速度, $u$ 是燃烧室入口来流速度。

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[ \frac{Ma^2 \sin^2 \beta - 1}{Ma^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (2)$$

式中 $\beta$ 是斜激波角, $\theta$ 是楔面倾角, $Ma$ 是来流马赫数, $\gamma$ 是理想气体的比热比。

对于斜爆轰波后的压力,可以用理论公式计算得到。C-J爆轰波压力的理论公式见式(3),正激波压力的理论公式见式(4),从中可以看出,对于相同的马赫数,正激波前后压比大约是C-J爆轰波压比的2倍。但是,来流静温对C-J爆轰波的压比影响非常大<sup>[21-22]</sup>,而对理想气体的正激波前后压比则没有影响。

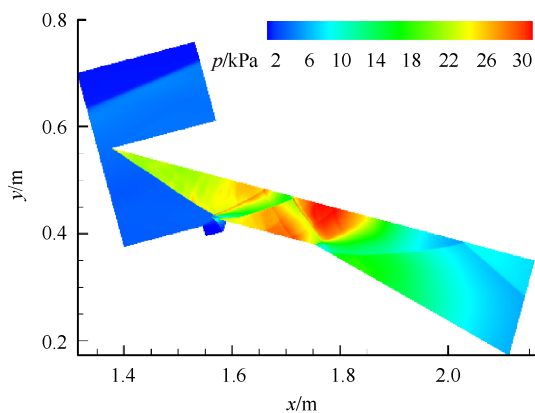
$$\frac{p_{CJ}}{p_1} = \frac{\gamma_1}{\gamma_2 + 1} Ma_{CJ}^2 \quad (3)$$

式中  $p_{CJ}$  是 C-J 爆轰波波后压力,  $p_1$  是初始压力,  $Ma_{CJ}$  是 C-J 爆轰波的马赫数,  $\gamma_1$  和  $\gamma_2$  分别是燃烧前后气体的比热比。

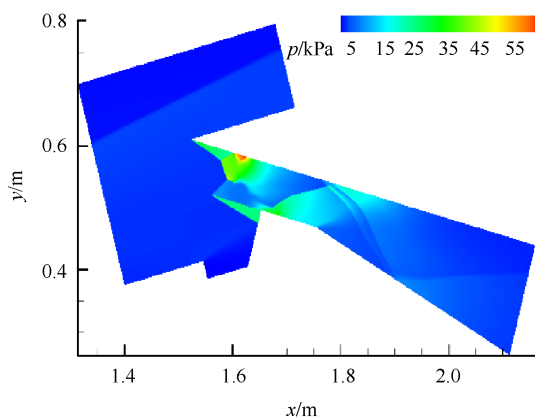
$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_1^2 \quad (4)$$

式中  $p_2$  是正激波后的压力,  $Ma_1$  是正激波马赫数。

图 10 给出了根据试验参数数值模拟得到的发动机燃烧室和喷管内的压力云图, 分别为斜爆轰波模态和正爆轰波模态, 可以看到计算得到的流场与实验得到的流场结构十分相近。图 11 给出了斜爆轰波模态燃烧室上壁面压力分布的试验结果与数值模拟结果的比较, 可以看出, 试验获得的斜爆轰波后面的压力基本是均匀的, 压比约为 5 倍, 与 CFD 结果吻合比较好。根据公式(3), 对于初始温度为 800K 的 C-J 爆轰波, 爆轰波前后压比为 5.61 倍, 试验结果、数值模拟结果和理论结果吻合很好。



(a) Oblique detonation mode



(b) Normal detonation mode

Fig. 10 Contours of pressure in the combustor and nozzle of oblique detonation engine

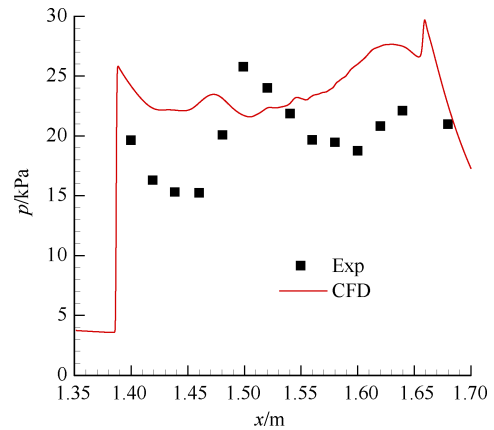


Fig. 11 Pressure distribution along the upper wall of combustor

### 4 结 论

本文对飞行马赫数 9 状态下的斜爆轰发动机的稳定燃烧机理开展了数值模拟研究和激波风洞试验验证研究, 得到以下结论:

(1) 数值研究表明, 对于飞行马赫数 9 状态下的斜爆轰发动机, 燃料为氢气, 可以形成稳定的发动机燃烧流场。燃烧室内激波/边界层相互作用对流场的稳定性起到关键作用。根据反射激波在燃烧室壁面作用点位置的不同, 会形成斜爆轰模态和正爆轰模态两种典型结构。

(2) 试验结果表明, 在模拟马赫数 9、总温 3600K、氢气平均当量比 1.2 的试验状态下, 在 50ms 的有效试验时间内获得了持续稳定的发动机燃烧流场。试验结果与数值模拟结果和理论结果吻合较好, 证明在试验中形成了斜爆轰波。研究结果证明了斜爆轰发动机的技术可行性。

致 谢: 感谢国家自然科学基金的资助、感谢中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室激波与爆轰物理课题组的老师们在试验研究中给予的帮助。

### 参考文献

[ 1 ] Ferri A. Review of Problems in Application of Supersonic Combustion [J]. *The Aeronautical Journal*, 1964, 68: 575-597.  
 [ 2 ] Ferri A. Review of Scramjet Propulsion Technology [J]. *Journal of Aircraft*, 1968, 5(1): 3-10.  
 [ 3 ] Ferri A. Mixing-Controlled Supersonic Combustion [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1973, 5(1): 301-338.  
 [ 4 ] Curran E R. Scramjet Engines: The First Forty Years [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1138-



- 1148.
- [ 5 ] 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 4-12. (LE Jia-ling. Progress in Air-Breathing Hypersonic Technique [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 4-12.)
- [ 6 ] 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进[J]. 力学进展, 2013, 43(5): 449-471.
- [ 7 ] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739.
- [ 8 ] Pratt D T, Humphrey J W, Glenn D E. Morphology of Standing Oblique Detonation Waves [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(5): 837-845.
- [ 9 ] Rubins P M, Bauerf R C. Review of Shock-Induced Supersonic Combustion Research and Hypersonic Applications [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(5): 593-600.
- [ 10 ] Chan J, Sislian J P, Alexander D. Numerically Simulated Comparative Performance of a Scramjet and Shcramjet at Mach 11 [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1125-1134.
- [ 11 ] Alexander D C, Sislian J P. Computational Study of the Propulsive Characteristics of a Shcramjet Engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(1): 34-44.
- [ 12 ] 陈楠, Seyed Amin Esfehani, Sudip Bhattrai, 等. 当量比对斜爆轰波诱导区特性影响的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2798-2805. (CHEN Nan, Seyed Amin Esfehani, Sudip Bhattrai, et al. Numerical Study on Effects of Equivalence Ratio on Initiation Characteristics of Oblique Detonation Waves [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2798-2805.)
- [ 13 ] Valorani M, Giacinto M D, Buongiorno C. Performance Prediction for Oblique Detonation Wave Engines (ODWE) [J]. *Acta Astronautica*, 2001, 48(4): 211-228.
- [ 14 ] Lu F K, Fan H Y, Wilson D R. Detonation Waves Induced by a Confined Wedge [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(8): 679-685.
- [ 15 ] Morris C I, Kamel M R, Hanson R K. Shock-Induced Combustion in High-Speed Wedge Flows [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1998, 27(2): 2157-2164.
- [ 16 ] Sosa J, Rosato D, Ahmed K A. Shock-Induced High-Speed Reactions in High Enthalpy Hypersonic Flow [C]. Orlando: AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [ 17 ] Wolański P. Detonative Propulsion [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [ 18 ] Huang W, Qin H, Luo S B, et al. Research Status of Key Techniques for Shock-Induced Combustion Ramjet (Shcramjet) Engine [J]. *Science in China Series E: Technological Sciences*, 2010, 53(1): 220-226.
- [ 19 ] Ma K F, Zhang Z J, Liu Y F, et al. Aerodynamic Principles of Shock-Induced Combustion Ramjet Engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, DOI:10.1016/j.ast.2020.105901.
- [ 20 ] Zhang Z J, Ma K F, Zhang W S, et al. Numerical Investigation of a Mach 9 Oblique Detonation Engine with Fuel Pre-Injection [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, DOI:10.1016/j.ast.2020.106054.
- [ 21 ] 沈欢, 张子健, 刘云峰, 等. 超燃冲压发动机推进性能理论分析[J]. 气体物理, 2018, 3(1): 12-19.
- [ 22 ] 马凯夫, 张子健, 刘云峰, 等. 斜爆轰发动机流动机理分析[J]. 气体物理, 2019, 4(3): 1-10.
- [ 23 ] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [ 24 ] Jachimowski C J. An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism with Application to Scramjet Combustion [R]. NASA TP-2791, 1988.
- [ 25 ] Liu Y F, Wang Y P, Yuan C K, et al. Aerodynamic Force and Moment Measurement of 10 Half-Angle Cone in JF12 Shock Tunnel [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(3): 983-987.
- [ 26 ] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831.
- [ 27 ] 张子健. 斜爆轰推进理论、技术及其实验验证 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.

(编辑:张贺)