

RP3 航空煤油斜爆轰发动机试验研究

韩信^{1, 2, 3}, 张文硕^{1, 2}, 张子健⁴, 苑朝凯^{1, 2}, 韩桂来^{1, 2}, 刘云峰^{1, 2, *}

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

3. 厦门大学航空航天学院, 厦门 361102 4. 香港理工大学航空及民航工程学系, 香港九龙 999077

摘要: 在高马赫数飞行条件下, 斜爆轰发动机热力学循环效率高, 燃烧室长度短, 是近些年国内外研究热点。目前斜爆轰发动机试验研究使用的都是氢气或者乙烯燃料, 还没有使用航空煤油的试验结果。为了研究 RP3 航空煤油应用于斜爆轰发动机的可行性, 在 JF-12 激波风洞上开展了冷态 RP3 航空煤油斜爆轰发动机自由射流试验研究, JF-12 激波风洞有效试验时间 50 ms。针对航空煤油点火延迟时间长的难点, 提出了鼓包强制起爆新技术。模拟的飞行马赫数为 9, 试验气流总温为 3800 K, 全局当量比为 0.9。试验中获得了稳定的斜爆轰波, 证明了 RP3 航空煤油在斜爆轰发动机上应用的可行性。

关键词: 斜爆轰发动机; RP3 航空煤油; 鼓包强制起爆技术; JF-12 激波风洞

中图分类号: O381; V430

文献标识码: A

Experimental study on RP3 aviation kerosene oblique detonation engine

HAN Xin^{1, 2, 3}, ZHANG Wenshuo^{1, 2}, ZHANG Zijian⁴, YUAN Chaokai^{1, 2},
HAN Guilai^{1, 2}, LIU Yunfeng^{1, 2, *}

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

3. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, China

4. Department of Aeronautical and Aviation Engineering, The Hong Kong Polytechnic University,

Kowloon 999077, Hong Kong, China

Abstract: The oblique detonation engine has great potential application in high flight Mach number airbreathing vehicles because of its higher thermodynamic efficiency and smaller size. The research about the oblique detonation engine is renewed all over the world in recent years. However, all of the oblique detonation experiments are conducted with hydrogen fuel or ethylene. There is no experimental result about the kerosene oblique detonation. In order to examine the application feasibility of kerosene oblique detonation engine, the experimental study on the liquid RP3 aviation kerosene oblique detonation engine is conducted in JF-12 shock tunnel and the test time is about 50 ms. The difficult issue for the initiation of kerosene oblique detonation is that the ignition delay time of kerosene-air is too long and the autoignition cannot occur in the combustor. A new forced detonation initiation method is put forth to deal with this key issue. The total temperature of JF-12 shock tunnel is 3800 K and the global equivalence ratio is 0.9, which replicates Mach 9 flight-equivalent condition. The steady-state oblique detonation is obtained successfully during the experiments, which demonstrates the application feasibility of the kerosene oblique detonation engine.

Keywords: oblique detonation engine; RP3 aviation kerosene; forced detonation initiation method; JF-12 shock tunnel

收稿日期: 2022-09-06; 修回日期: 2022-10-17; 录用日期: 2022-10-19

基金项目: 国家自然科学基金项目(11672312)

* 通信作者 E-mail: liuyunfeng@imech.ac.cn

引用格式: 韩信, 张文硕, 张子健, 等. RP3 航空煤油斜爆轰发动机试验研究 [J]. 实验流体力学, 2024, 38(6): 21-29.

HAN X, ZHANG W S, ZHANG Z J, et al. Experimental study on RP3 aviation kerosene oblique detonation engine[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2024, 38(6): 21-29.

0 引言

斜爆轰发动机热力学循环效率高, 燃烧室长度短, 摩擦阻力小, 被认为是最适合高马赫数飞行的吸气式发动机。斜爆轰发动机概念最早在 1958 年由 Dunlap 等^[1]提出, 但是由于斜爆轰试验难度高, 在当时并没有受到足够的重视。近几年, 传统的高马赫数吸气式发动机的发展遇到瓶颈, 斜爆轰发动机又重新受到了国内外的重视并得到快速地发展。

在理论分析方面, NASA 的 Morrison^[2-3]于 1978 年开展了斜爆轰发动机推进性能一维热力学循环理论分析, 分析了不同马赫数下的发动机推力和比冲。结果表明, 斜爆轰发动机具有拓展到宽速域飞行马赫数范围 ($Ma = 6 \sim 16$) 的能力。Ostrander 与 Pratt 等^[4-6]在 Morrison 工作的基础上, 进一步发展并完善了斜爆轰理论。王兵等^[7]对爆轰推进技术的发展现状进行了综述, 指出了斜爆轰发动机在高马赫数范围内的优势。在高马赫数下, 斜爆轰发动机流场更稳定, 不会发生进气道不起动现象, 发动机可以通过加力技术进一步增大其推力^[8-10]。

在试验研究方面, 目前国内外的试验研究结果较少, 主要集中在斜爆轰波的起爆和驻定试验研究, 包括自由射流试验和直连式试验, 燃料主要是氢气或乙烯。Rubins 等^[11-12]最早于 1963 年开展了氢气燃料的斜爆轰波起爆试验研究, 通过斜劈诱导产生斜爆轰波。试验中火焰面和斜激波没有耦合, 没有形成斜爆轰波, 是激波诱导燃烧模式。Sterling 等^[13]在 Caltech T-5 高焓激波风洞中开展斜爆轰波起爆试验研究。国防科技大学的林志勇^[14]和韩旭^[15]在燃烧加热试验台上开展了斜爆轰波试验研究。Gong 等^[16]采用氢气燃料在燃烧加热直连台上开展了马赫数 8 飞行条件下的钝楔诱导斜爆轰波试验研究。

Rosato 等^[17]在超声速风洞上开展了斜爆轰自由射流试验研究。在风洞喷管喉道上游喷射氢气, 产生预混的氢气/空气混合气体。混合气体流经试验段中的斜劈形成斜爆轰波。试验中获得了驻定的斜爆轰波, 通过平面激光诱导荧光技术测量了 OH 分布, 与 CFD 结果吻合较好, 证明了斜爆轰波的存在。张子健等^[9, 18-19]在 JF-12 长试验时间激波风洞上开展了氢气燃料斜爆轰发动机的自由射流试验研究, 试验中获得了持续稳定的斜爆轰波, 与以前试验研究不同的是, 其使用的发动机模型更接近真实的飞行器模型。

综上所述, 国内外现有的斜爆轰发动机试验研究主要使用氢气或乙烯燃料, 还没有公开发表的航空煤油的试验结果。航空煤油由于能量密度高, 容易储存和运输, 是吸气式发动机的首选燃料。但是, 航空煤油/空气的点火延迟时间长, 比氢气/空气的点火延迟时间长一个量级, 不容易起爆。本文针对 RP3 航空煤油斜爆轰发动机开展自由射流试验研究, 重点研究 RP3 航空煤油的起爆特性, 提出新的强制起爆方法, 实现 RP3 航空煤油斜爆轰波在燃烧室内的主动起爆和控制。

1 斜爆轰发动机试验模型

图 1 给出了斜爆轰发动机的结构示意图, 主要有 2 种基本构型。第一种是燃料在进气道预先喷注的构型, 称作“外喷射型”, 这是最早提出的斜爆轰发动机构型。外喷射型的燃料混合距离长, 混合更为均匀, 混合气体在燃烧室入口反射形成斜爆轰波。第二种是内喷注构型, 称作“内喷射型”, 燃料在发动机隔离段内喷注, 与经过进气道压缩的高温空气完成混合, 再进入燃烧室, 在斜劈的作用下形成斜爆轰波。内喷射型在结构上更容易与超燃冲压发动机衔接, 实现宽域组合动力。在斜爆轰发动机的实际工程应用中, 可以采用内喷射型和外喷射型二者混合形式。

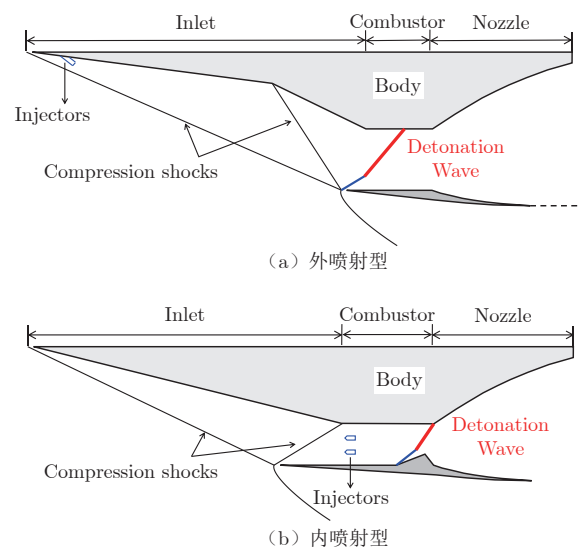


图 1 斜爆轰发动机示意图

Fig. 1 Schematic of oblique detonation engine

本文选取外喷射型研究 RP3 航空煤油斜爆轰发动机的起爆与驻定机理。张子健等^[9, 18-19]开展了氢气燃料斜爆轰发动机的自由射流试验研究, 本文在其

研究的基础上,重点开展 RP3 航空煤油斜爆轰发动机试验研究。图 2 给出了斜爆轰发动机的几何结构,图中 ODW 表示斜爆轰波,OSW 表示斜激波。发动机模型总体为二维结构。采用一级进气道压缩,进气道长度 1.6 m,角度 15°。燃烧室高度为 76.5 mm,长度 200 mm,向下倾斜 15°。喷管长度 400 mm,单

边膨胀 15°。进气道宽度 600 mm,两侧有侧板,燃烧室宽度 400 mm,进气道两侧侧板各留有 100 mm 的边界层抽吸口。在进气道底面与燃烧入口处留有宽度为 20 mm 的边界层抽吸口。通过小支板在进气道前缘垂直喷射冷态 RP3 航空煤油。混合气体经过进气道压缩后,在燃烧室入口反射形成斜爆轰波。

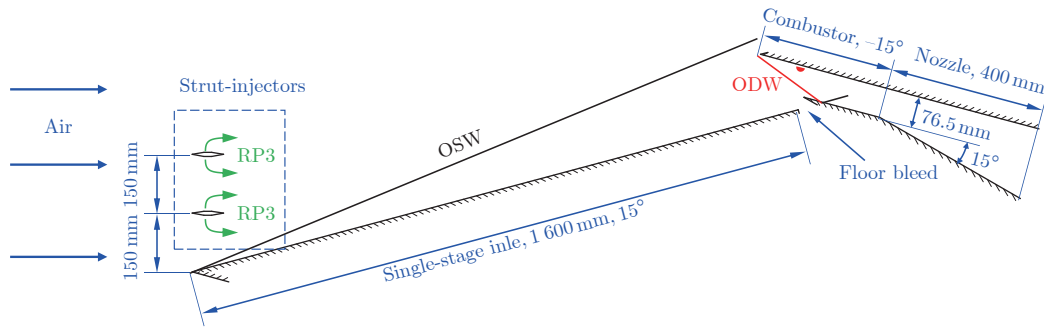


图 2 斜爆轰发动机几何结构

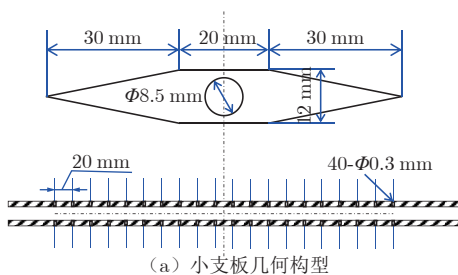
Fig. 2 The oblique detonation engine model

试验中使用了 2 块小支板喷注器喷注冷态 RP3 航空煤油,小支板的具体结构以及照片见图 3。小支板截面呈翼型结构,具有尖前缘和尖后缘,长度为 80 mm,高度为 12 mm,横向上与进气道等宽,为 600 mm。在每块小支板的上下壁面中间 400 mm 的横向宽度上各布置 20 个直径为 0.3 mm 的煤油喷孔,喷孔位置上下左右均对称,喷孔间隔 20 mm。支板内部是直径 8.5 mm 的通孔,形成驻室,保证试验中燃料压力稳定。支板侧面与接入风洞试验段内部的铜管(内径为 8 mm)连接,铜管与油缸连接,油缸

再通过铜管与风洞试验段外部的驱动气源连接。小支板平行于来流方向安装于中、下两层,支板尖前缘与进气道尖前缘平齐,下层支板与进气道的竖向间距为 150 mm,中层支板与下层支板的竖向间距也为 150 mm(见图 2)。

2 个油缸放置在激波风洞内的发动机支撑底座上,分别为 2 个小支板喷注器供应煤油。试验中采用高压氮气压缩油缸内的活塞,通过活塞将 RP3 航空煤油压入小支板并喷出。调节喷注压力控制当量比,全局当量比为 0.9。由于激波风洞的试验时间相对有限(JF-12 激波风洞在马赫数 9 飞行状态下,发动机有效试验时间为 50 ms),因此需要对燃料供应与控制系统进行合理的设计。在试验气流到达时,支板中燃料处于稳定喷注状态,试验结束后及时关闭喷注,以免燃料污染风洞。试验中,RP3 航空煤油提前 100 ms 喷入并达到稳定喷注压力。图 4 给出了发动机试验模型照片,从照片中可以看到 2 个油缸和 2 块小支板。电磁阀放置在靠近小支板的位置,试验前对油路供油延迟时间进行了标定。

与氢气燃料相比,航空煤油斜爆轰发动机的困难在于点火延迟时间长,起爆困难。图 5 给出了满足当量比的氢气/空气和航空煤油/空气的点火延迟时间计算结果,并与文献中的试验数据进行了比较,其中 T 、 p 和 ϕ 分别为混合气体的静温、静压和当量比。从图中可以看出,满足当量比的航空煤油/空气在静压 0.1 MPa、静温 1500 K 下的点火延迟时间约



(a) 小支板几何构型



(b) 小支板照片

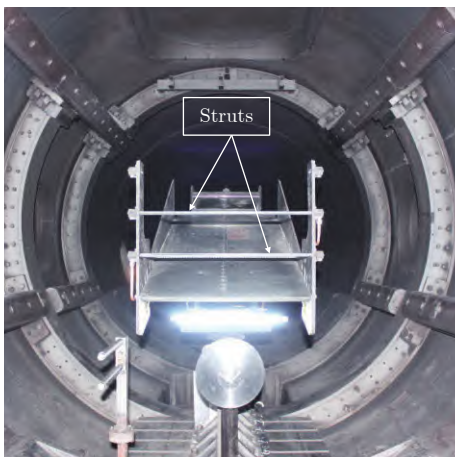
图 3 小支板结构

Fig. 3 The structure of strut

为 $200 \sim 500 \mu\text{s}$, 比氢气/空气长一个量级, 需要的燃烧室长度也长一个量级, 这在工程上不适用。



(a) 斜爆轰发动机模型



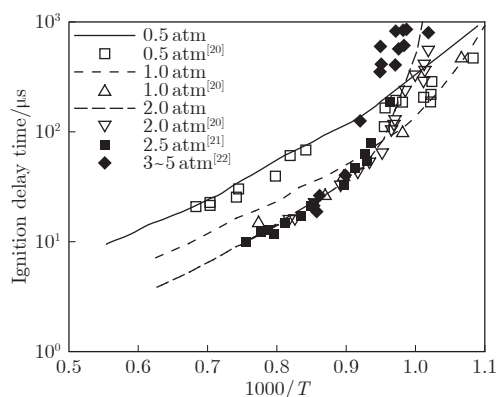
(b) 小支板

图 4 斜爆轰发动机模型和小支板照片

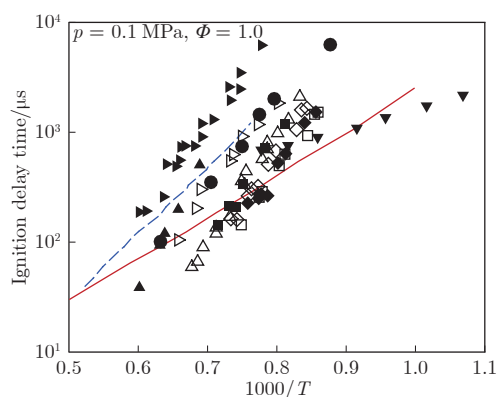
Fig. 4 The pictures of oblique detonation engine model and two struts

图 6 给出了 2019 年开展的马赫数 9 条件下氢气斜爆轰发动机试验结果, 燃烧室入口气流速度为 2200 m/s , 氢气/空气的点火延迟时间约为 $10 \mu\text{s}$, 试验测量得到的斜爆轰波诱导区长度为 30 mm , 与理论计算值一致。以此类推, 在相同的试验状态下, 航空煤油/空气斜爆轰波的诱导区长度最少为 300 mm , 而发动机模型等截面燃烧室的长度只有 200 mm , 斜爆轰波是不可能在此燃烧室内起爆的。

为解决这一技术难题, 提出了鼓包强制起爆新技术, 图 7 给出了鼓包强制起爆的原理图。其基本原理为: 预混可燃气体在诱导区后发生燃烧, 形成一系列燃烧波, 这些燃烧波在向下游发展的过程中会逐渐汇聚成一道激波, 并与斜激波相互作用, 使斜激波增强, 从而诱导形成斜爆轰波。在楔面上设置鼓包,



(a) 氢气/空气



(b) 航空煤油/空气

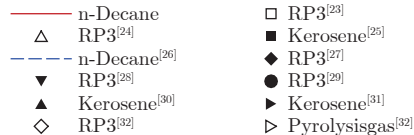


图 5 满足当量比的氢气/空气和航空煤油/空气的点火延迟时间

Fig. 5 The ignition delay time of stoichiometric H_2/air and kerosene/air

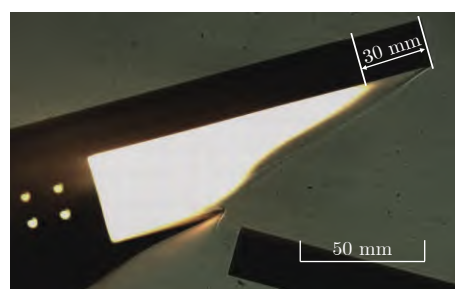


图 6 氢气/空气斜爆轰的诱导区长度

Fig. 6 The induction length of H_2/air oblique detonation

用鼓包诱导的强燃烧波替代突跃型起爆中的自发燃烧波, 使其与斜激波相互作用形成斜爆轰波, 达到强制起爆和缩短起爆距离的目的, 具体详见文献 [33]。图 8 给出了发动机燃烧室的照片和鼓包的安装位置, 鼓包半径 5 mm , 离唇口距离 50 mm 。试验前没有对鼓包参数进行优化设计, 因此鼓包的尺度参数不是最优的。

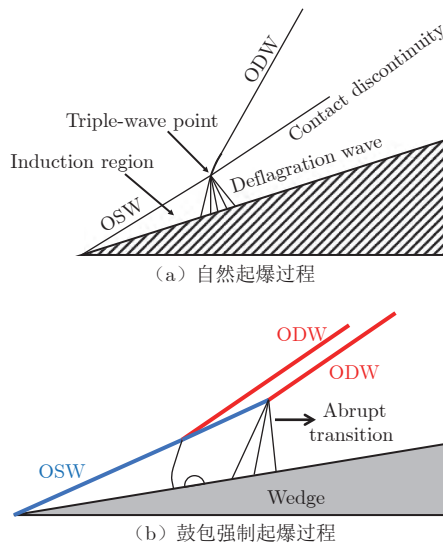


图 7 斜爆轰波强制起爆原理图

Fig. 7 Schematic of ODW induced by a wedge with a small bump

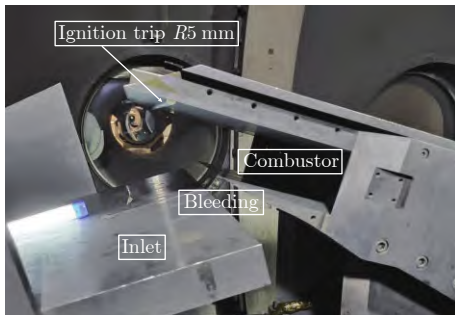


图 8 发动机燃烧室照片

Fig. 8 Photo of engine combustion chamber

2 试验结果分析与讨论

在中国科学院力学研究所的 JF-12 复现飞行条件激波风洞上开展了 RP3 航空煤油斜爆轰发动机起爆与驻定的自由射流试验研究^[34]。JF-12 激波风洞试验气流有效试验时间是 50 ms, 总温为 3800~3900 K, 总压为 3.78~4.10 MPa, 模拟了马赫数 9、高度 48 km 的飞行状态。本文开展了 4 次有效试验, 具体参数见表 1。航空煤油的裂解温度是 760 K, 进气道斜激波层内的温度约 800 K, 超过了煤油的裂解温度。试验中有多少煤油发生了裂解反应以及裂解

产物的组分是什么, 本文没有进行测量。

Test 1 车次仅采用下层小支板喷注冷态 RP3 航空煤油, 爆轰波反射点在燃烧室下壁面下游, 属于强爆轰模态试验。在 Test 2~4 车次的试验中, 将燃烧室上壁面向前移动 100 mm(与 Test 1 车次相比), 并采用下层和中层 2 层小支板同时喷注冷态 RP3 航空煤油, Test 2 和 Test 3 车次试验属于斜爆轰模态试验, 斜爆轰波正好是封口的。试验中采用 1 层还是 2 层小支板, 根据发动机姿态和空气捕获量来确定。Test 3 车次是对 Test 2 车次试验的重复。Test 4 车次与 Test 2 和 Test 3 车次相比, 拆除了强制起爆条, 目的是验证强制起爆条的作用。在 Test 1 车次试验中, 喷管的单边膨胀面用斜劈堵住, 变成等截面燃烧室, 等截面燃烧室长度变为 600 mm。在后面 3 车次试验中, 喷管中的斜劈拆除, 等截面燃烧室长度变为 200 mm。

在 JF-12 激波风洞 50 ms 的有效试验时间内获得了持续稳定的斜爆轰波。图 9 给出了 RP3/空气斜爆轰波起爆的非定常过程纹影照片。从图中可以看出, 在 $t = t_0$ 时刻, 发动机试验流场还没有开始; 在 $t = t_0 + 0.333$ ms 时刻, 气流刚刚到达发动机燃烧室入口, 在鼓包前面发生局部燃烧; 在 $t = t_0 + 0.666$ ms 时刻, 鼓包前面形成过驱爆轰波; 在 $t = t_0 + 0.999$ ms 时刻, 过驱爆轰波引燃整个流场, 斜爆轰发动机流场建立。这与 2019 年开展的没有鼓包的氢气/空气起爆过程完全不同(图 10), 由于没有鼓包的强制起爆作用, 这是一个常规的斜爆轰波自然起爆过程, 燃烧在整个激波层内均匀发生, 燃烧放热产生的压升向外均匀地推斜激波, 最终形成斜爆轰波。图 11 给出了有鼓包和没有鼓包的试验结果: 在没有鼓包的情况下, 没有形成斜爆轰波, 只形成了斜激波。这是因为航空煤油/空气的点火延迟时间太长, 不能在长度为 200 mm 的等截面燃烧室内发生燃烧, 一旦混合气体进入喷管, 受膨胀作用的影响, 温度和压力进一步降低, 燃烧更加困难, 这也从侧面证明了鼓包强制起爆技术的可行性。

表 1 风洞试验参数

Table 1 The experimental parameters

Cases	Total temperature /K	Total pressure /MPa	Static temperature /K	Static pressure /Pa	Free stream Mach number	Free stream velocity/(m·s ⁻¹)
Test 1	3867	4.09	485	839	6.53	2884
Test 2	3865	4.08	484	829	6.54	2884
Test 3	3860	4.06	483	824	6.54	2882
Test 4	3799	3.78	474	768	6.55	2857

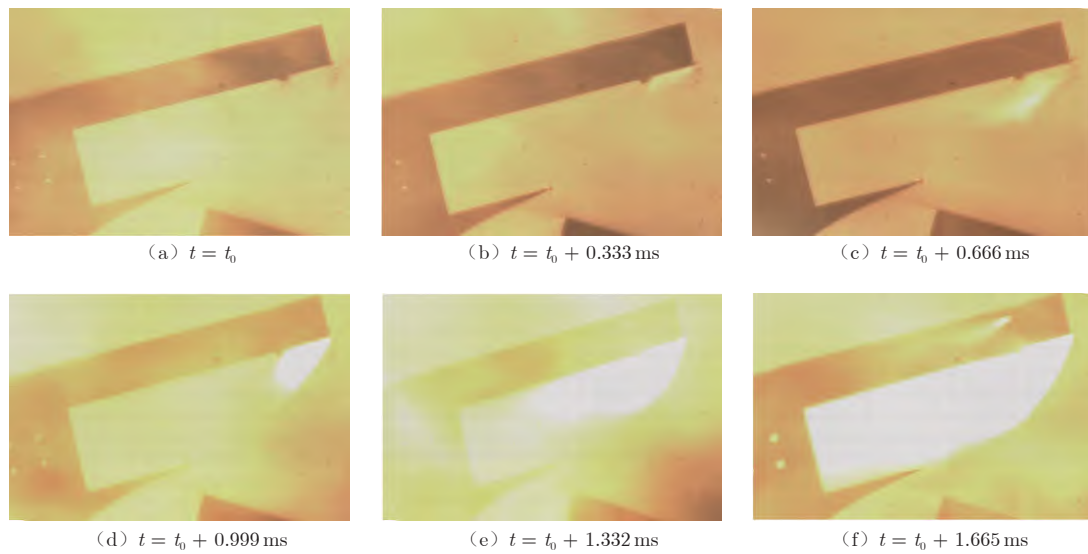


图9 RP3/空气斜爆轰波的非正常起爆过程 (Test 2)

Fig. 9 The transient initiation process of RP3/air oblique detonation (Test 2)

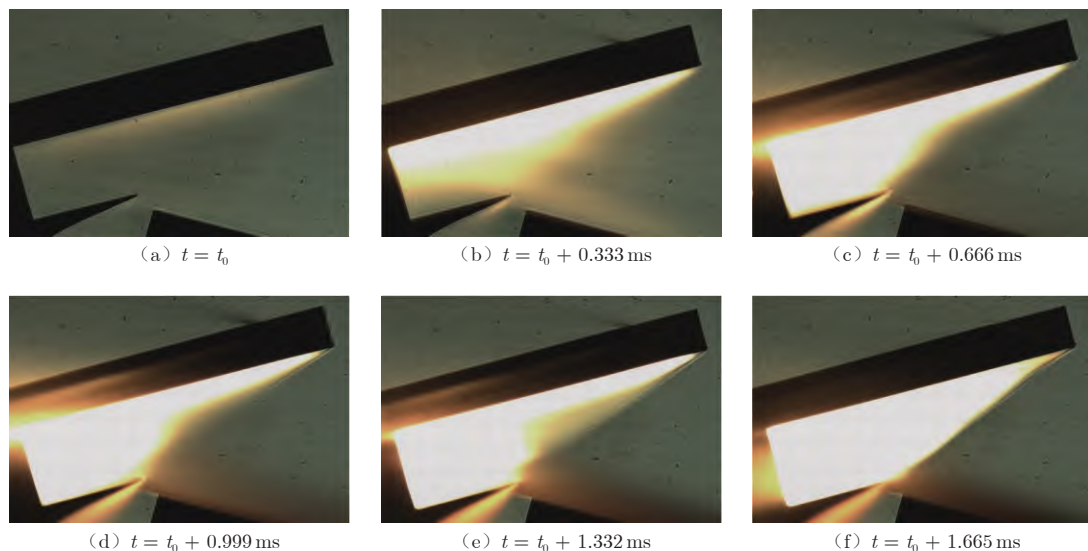


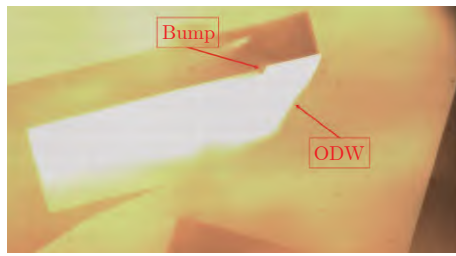
图10 氢气/空气斜爆轰波的非正常起爆过程

Fig. 10 The transient initiation process of H_2 /air oblique detonation

图12给出了Test 1车次燃烧室上下壁面的无量纲压力分布,图中还给出了发动机的轮廓线,坐标轴 x 沿水平方向, $x = 0$ 在发动机唇口的位置。在该车次试验中,膨胀喷管的膨胀边被斜劈挡住,等截面燃烧室长度为600 mm,所以燃烧室下壁面的后半部分没有压力测点。从图中可以看出,鼓包位置的压力峰值是20倍压比,进气道出口马赫数为4,根据理想气体激波关系式得到驻点皮拖压力与波前静压比值是21倍,这说明试验测量结果是准确的。除了在鼓包附近出现压力峰值以外,燃烧室上下壁面的压力分布是比较均匀的,斜爆轰波的平均压比约为6.6,与图13给出的CJ爆轰波压比理论解一致(试验中

燃烧室入口混合气体的平均温度约为800 K)。图14给出了RP3航空煤油燃烧室上下壁面压力分布与2019年开展的氢气燃料试验结果的比较,二者除了有无鼓包的区别以外,发动机的其他构型一致。从图中可以看出,除了鼓包附近的压力峰值以外,燃烧室和喷管上下壁面的压力分布规律是基本一致的,RP3航空煤油爆轰波的平均压比约为6.6,比使用氢气燃料高15%(氢气燃料爆轰波的平均压比约为5.6),与图13中的CJ爆轰波理论结果一致。

综上所述,斜爆轰发动机中斜爆轰波主动起爆有三要素:1)在燃烧室指定位置主动设置一道斜激波,使燃烧产生的压缩波或激波向该斜激波汇聚,最



(a) 斜爆轰波 (Test 2)



(b) 斜激波 (Test 4)

图 11 斜爆轰波和斜激波的纹影照片

Fig. 11 The flow field of oblique detonation and oblique shock wave

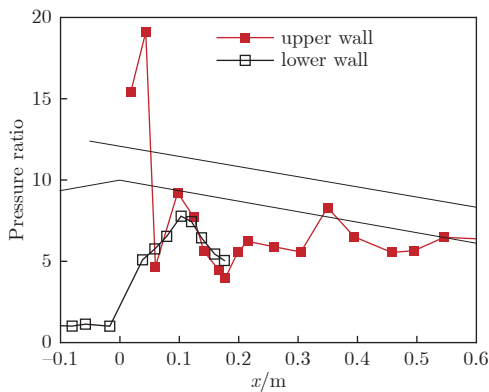


图 12 燃烧室上下壁面压力分布 (Test 1)

Fig. 12 The pressure distribution along the combustor wall (Test 1)

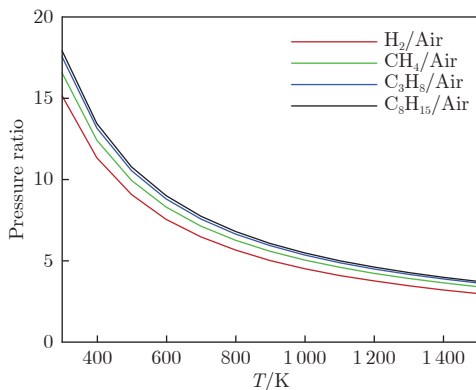


图 13 CJ 爆轰波在不同静温下的压比

Fig. 13 Pressure ratio of CJ detonation under different static temperatures

终形成斜爆轰波; 2) 等截面燃烧室要具有一定的长度, 保证燃料能够在燃烧室内自点火并生成一系列激波或压缩波, 向指定的斜激波汇聚, 形成斜爆轰波; 3) 燃烧室内的流动速度要大于 CJ 爆轰波速度,

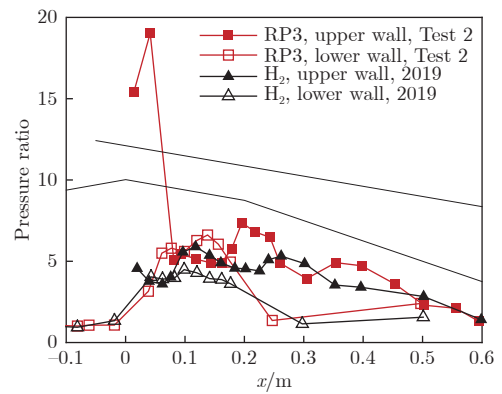


图 14 RP3 航空煤油/空气和氢气/空气斜爆轰波压比的比较

Fig. 14 Comparison of pressure ratios of RP3/air and H₂/air oblique detonation

使得斜爆轰波“前不能进, 后不能退”, 被牢牢地控制在发动机燃烧室内。鼓包强制起爆技术具有以下优点: 1) 鼓包强制起爆装置前面会形成高温高压的驻点区, 相当于一个持续的点火源; 2) 鼓包将斜爆轰波稳定在燃烧室指定位置上; 3) 适用于宽域高马赫数斜爆轰发动机。

3 结论

在中国科学院力学研究所的 JF-12 复现飞行条件激波风洞上开展了马赫数 9 冷态 RP3 航空煤油斜爆轰发动机起爆与驻定的自由射流试验研究, JF-12 激波风洞的有效试验时间是 50 ms。针对 RP3 航空煤油/空气点火延迟时间长、爆轰波起爆困难的难题, 提出了鼓包强制起爆新技术。试验获得了持续稳定的 RP3 航空煤油斜爆轰波, 燃烧室壁面压比与 CJ 爆轰波理论值吻合, 证明形成了斜爆轰波, 验证了 RP3 航空煤油斜爆轰发动机的技术可行性。

试验模拟了马赫数 9、高度 48 km 的飞行状态。根据点火延迟时间与压力成反比的关系, 保持马赫数不变, 随着飞行高度的降低, 总压升高, 点火延迟时间变短, 斜爆轰波更容易起爆。因此, 研究结果对于高度低于 48 km 的飞行状态是适用的。

致谢: 对参加 JF-12 复现飞行条件激波风洞试验研究的全体工作人员表示感谢。

参考文献:

[1] DUNLAP R, BREHM R L, NICHOLLS J A. A preliminary study of the application of steady-state detonative combustion to a reaction engine[J]. Journal of Jet Propulsion, 1958, 28(7): 451-456. doi: 10.2514/8.7347

[2] MORRISON R B. Evaluation of the oblique detonation wave ramjet[R]. NASA TR-145358, 1978.

[3] MORRISON R B. Oblique detonation wave ramjet[R].

- NASA CR-159192, 1980.
- [4] OSTRANDER M J, HYDE J C, YOUNG M F, et al. Standing oblique detonation wave engine performance[R]. AIAA-87-2002, 1987.
- [5] PRATT D, HUMPHREY J, GLENN D. Morphology of a standing oblique detonation wave[C]//Proc of the 23rd Joint Propulsion Conference. 1987.
doi: 10.2514/6.1987-1785
- [6] 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.
doi: 10.2514/3.23399
- [7] 王兵, 谢峤峰, 闻浩诚, 等. 爆震发动机研究进展[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 721-737.
WANG B, XIE Q F, WEN H C, et al. Research progress of detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 721-737.
- [8] 马凯夫, 张子健, 刘云峰, 等. 斜爆震发动机流动机理分析[J]. 气体物理, 2019, 4(3): 1-10.
MA K F, ZHANG Z J, LIU Y F, et al. Flow mechanism of oblique detonation engines[J]. Physics of Gases, 2019, 4(3): 1-10.
- [9] 张子健. 斜爆震推进理论、技术及其实验验证[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
ZHANG Z J. Theory, technology and experimental verification of oblique detonation propulsion[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020.
- [10] 韩信, 刘云峰, 张子健, 等. 提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法[J]. 力学学报, 2022, 54(3): 633-643.
HAN X, LIU Y F, ZHANG Z J, et al. The theoretical method to increase the thrust of high Mach number scramjets[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(3): 633-643.
- [11] RUBINS P M, RHODES R P. Shock-induced combustion with oblique shocks, comparison of experiment and kinetic calculations[J]. AIAA Journal, 1963, 1(12): 2778-2784.
doi: 10.2514/3.2172
- [12] RUBINS P M, BAUER R C. Review of shock-induced supersonic combustion research and hypersonic applications [J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5): 593-601.
doi: 10.2514/3.23768
- [13] STERLING J, CUMMINGS E, GHORBANIAN K, et al. Oblique detonation wave studies in the Caltech T-5 Shock Tunnel Facility[C]//Proc of the 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 1998.
doi: 10.2514/6.1998-1561
- [14] 林志勇. 高静温超声速预混气爆震起爆与发展过程机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
LIN Z Y. Research on detonation initiation and development mechanisms in elevated temperature supersonic premixed mixture[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.
- [15] 韩旭. 超声速预混气中爆震波起爆与传播机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
HAN X. Research on detonation initiation and propagation mechanisms in supersonic premixed flows[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013.
- [16] GONG J S, ZHANG Y N, PAN H, et al. Experimental investigation on initiation of oblique detonation waves[C]//Proc of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. 2017.
doi: 10.2514/6.2017-2350
- [17] ROSATO D A, THORNTON M, SOSA J, et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2021, 118(20): e2102244118.
doi: 10.1073/pnas.2102244118
- [18] 张子健, 韩信, 马凯夫, 等. 斜爆震发动机燃烧机理试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 786-794.
ZHANG Z J, HAN X, MA K F, et al. Experimental research on combustion mechanism of oblique detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 786-794.
- [19] ZHANG Z J, WEN C, YUAN C K, et al. An experimental study of formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor[J]. Combustion and Flame, 2022, 237: 111868.
doi: 10.1016/j.combustflame.2021.111868
- [20] SLACK M W. Rate coefficient for $H + O_2 + M = HO_2 + M$ evaluated from shock tube measurements of induction times[J]. Combustion and Flame, 1977, 28: 241-249.
doi: 10.1016/0010-2180(77)90031-1
- [21] BHASKARAN K A, GUPTA M C, JUST T. Shock tube study of the effect of unsymmetric dimethyl hydrazine on the ignition characteristics of hydrogen-air mixtures[J]. Combustion and Flame, 1973, 21(1): 45-48.
- [22] WANG B L, OLIVIER H, GRÖNIG H. Ignition of shock-heated H_2 -air-steam mixtures[J]. Combustion and Flame, 2003, 133(1-2): 93-106.
doi: 10.1016/s0010-2180(02)00552-7
- [23] ZHANG C H, LI B, RAO F, et al. A shock tube study of the autoignition characteristics of RP-3 jet fuel[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 3151-3158.
doi: 10.1016/j.proci.2014.05.017
- [24] ZENG W, LI H X, CHEN B D, et al. Experimental and kinetic modeling study of ignition characteristics of Chinese RP-3 kerosene[J]. Combustion Science and Technology, 2015, 187(3): 396-409.
doi: 10.1080/00102202.2014.948620
- [25] WANG Y J, ZHANG D X, WAN Z J, et al. A comparative study of ignition delay of cracked kerosene/air and kerosene/air over a wide temperature range[J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2019, 35(6): 591-597.
doi: 10.3866/pku.whxb201806042
- [26] PEI S S, WANG H Y, ZHANG X W, et al. Experimental measurement of ignition delay times of thermally cracked n-decane in a shock tube[J]. Energy & Fuels, 2017, 31(3): 3262-3269.
doi: 10.1021/acs.energyfuels.6b03242
- [27] LIU Y P, LIU Y C, CHEN D B, et al. A simplified mechanistic model of three-component surrogate fuels for RP-3 aviation kerosene[J]. Energy & Fuels, 2018, 32(9): 9949-9960.
doi: 10.1021/acs.energyfuels.8b02094
- [28] 梁金虎, 王苏, 张灿, 等. RP-3航空煤油点火特性研究[J]. 力学学报, 2014, 46(3): 352-360.
LIANG J H, WANG S, ZHANG C, et al. Studies on the autoignition characteristics of RP-3 aviation kerosene[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(3): 352-360.
- [29] 刘靖, 胡二江, 黄佐华, 等. RP-3航空煤油模拟替代燃料的着火延迟特性[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 467-473.
- [30] LIU J, HU E J, HUANG Z H, et al. Ignition delay characteristics of a surrogate fuel for RP-3 kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 467-473.
- [30] ZHANG Y J, HUANG Z H, WANG J H, et al. Shock tube study on auto-ignition characteristics of kerosene/air mix-

- tures[J]. Chinese Science Bulletin, 2011, 56(13): 1399-1406.
- [31] 徐佳琪, 郭俊江, 刘爱科, 等. RP-3 替代燃料自点火爆轰机理构建及动力学模拟[J]. 物理化学学报, 2015, 31(4): 643-652. doi: 10.3866/PKU.WHXB201503022
- [32] 郑祖骏, 万中军, 李萍, 等. 航空煤油裂解气的高温自点火延迟特性[J]. 含能材料, 2020, 28(5): 391-397. ZHENG Z J, WAN Z J, LI P, et al. High temperature auto-ignition delay characteristics of pyrolysis gas of aviation kerosene[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2020, 28(5): 391-397.
- [33] 韩信, 张文硕, 张子健, 等. 鼓包诱导斜爆震波的数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 190-201. HAN X, ZHANG W S, ZHANG Z J, et al. Numerical study of oblique detonation waves induced by a bump[J]. Journal

of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 190-201.

- [34] 韩信. 斜爆轰推进中的起爆与驻定问题研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2022.



作者简介:

韩 信(1996—), 男, 河南平舆人, 博士研究生。研究方向: 斜爆轰与斜爆轰推进。

E-mail: hanxin15@foxmail.com

(编辑: 秦虹)

附录:

航空煤油/空气在静压 $p = 0.1$ MPa、静温 $T = 1500$ K、当量比 $\phi = 1.0$ 条件下的点火延迟时间 τ 的计算结果

序号	计算公式	$\tau/\mu\text{s}$	参考文献
1	$\tau = 1.64 \times 10^{-6} [\text{kerosene}]^{-0.33} [\text{O}_2]^{0.19} \exp(34\,491/RT)$	320	梁金虎, 王苏, 张灿, 等. RP-3 航空煤油点火特性研究[J]. 力学学报, 2014, 46(3): 352-360. LIANG J H, WANG S, ZHANG C, et al. Studies on the autoignition characteristics of rp-3 aviation kerosene[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(3): 352-360.
	$\tau = 3.96 \times 10^{-5} p^{-0.14} \phi^{-0.33} \exp(33\,197/RT)$	780	
2	$\tau = 4.21 \times 10^{-9} [\text{Fuel}]^{-0.178} [\text{Air}]^{0.149} \exp(36\,396/RT)$	352	PURI P, MA F H, CHOI J Y, et al. Ignition characteristics of cracked JP-7 fuel[J]. Combustion and Flame, 2005, 142(4): 454-457. doi: 10.1016/j.combustflame.2005.06.001
	$\tau = 3.47 \times 10^{-9} [\text{Fuel}]^{0.188} [\text{O}_2]^{-0.908} \exp(37\,388/RT)$	752	
3	$\tau = 4.719 \times 10^{-3} p^{-0.72} \phi^{1.27} \exp(32.19/RT)$	250	刘靖, 胡二江, 黄佐华, 等. RP-3 航空煤油模拟替代燃料的着火延迟特性[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 467-473. LIU J, HU E J, HUANG Z H, et al. Ignition delay characteristics of a surrogate fuel for RP-3 kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 467-473
	$\tau = 6.829 \times 10^{-3} p^{-0.71} \phi^{1.59} \exp(31.47/RT)$	425	
4	$\tau = 8.03 \times 10^{-5} p^{-0.87} \phi^{1.36} \exp(1.72 \times 10^5/RT)$	578	曾文, 李海霞, 马洪安, 等. RP-3 航空煤油着火特性的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 481-488. ZENG W, LI H X, MA H A, et al. Experiment of ignition characteristics of RP-3 kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 481-488. doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.03.001
5	$\tau = 5.66 \times 10^{-11} [\text{JP-10}]^{0.52} [\text{O}_2]^{-1.20} \exp(95\,733/RT)$	303	WANG S, GOU H J, FAN B C, et al. Shock tube study of JP-10 ignition delay time[J]. Chinese Journal of Chemical Physics, 2007, 20(1): 48-52. doi: 10.1360/cjcp2007.20(1).48.5
	$\tau = 9.84 \times 10^{-5} p^{-0.63} X_{\text{O}_2}^{-0.64} \phi^{0.52} \exp(86\,851/RT)$	190	
6	$\tau = 1.012 \times 10^{-7} p^{-0.152} \phi^{0.915} \exp(91\,587/RT)$	219	CHEN B H, LIU J Z, YAO F, et al. Ignition delay characteristics of RP-3 under ultra-low pressure (0.01-0.1MPa) [J]. Combustion and Flame, 2019, 210: 126-133. doi: 10.1016/j.combustflame.2019.08.009
7	$\tau = 3.06 \times 10^{-13} p^{-0.56} X_{\text{O}_2}^{-1.00} \phi^{0.29} \exp(52\,150/RT)$	150	DAVIDSON D F, HORNING D C, HERBON J T, et al. Shock tube measurements of JP-10 ignition[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(2): 1687-1692. doi: 10.1016/S0082-0784(00)80568-8
	$\tau = 3.47 \times 10^{-15} [\text{O}_2]^{-1.27} [\text{JP-10}]^{0.67} \exp(54\,000/RT)$	396	
8	$\tau = 1.5796 \times 10^{-6} X_{\text{fuel}}^{-1.001} p^{-0.659} \phi^{1.301} \exp(155\,837/RT)$	150	马洪安, 解茂昭, 曾文, 等. RP-3 航空煤油着火特性的影响因素分析[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 306-313. MA H A, XIE M Z, ZENG W, et al. Influencing factor analysis for ignition characteristics of RP-3 kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 306-313. doi: 10.13675/j.cnki.tjjs.2015.02.020
9	$\tau = 1.90 \times 10^{-13} [\text{Fuel}]^{0.77} [\text{O}_2]^{-1.41} \exp(41\,246/RT)$	243	PEI S S, WANG H Y, ZHANG X W, et al. Experimental measurement of ignition delay times of thermally cracked n-decane in a shock tube[J]. Energy & Fuels, 2017, 31(3): 3262-3269. doi: 10.1021/acs.energyfuels.6b03242
	$\tau = 1.55 \times 10^{-15} [\text{Fuel}]^{0.44} [\text{O}_2]^{-1.28} \exp(43\,215/RT)$	145	
10	$\tau = 2.64 \times 10^{-8} p^{-0.82} \phi^{-0.70} \exp(24\,980/RT)$	178	HAYLETT D R, DAVIDSON D F, HANSON R K. Ignition delay times of low-vapor-pressure fuels measured using an aerosol shock tube[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(2): 552-561. doi: 10.1016/j.combustflame.2011.08.021
11	$\tau = 8.74 \times 10^{-3} p^{-0.71} \phi^{0.81} \exp(22607/T)$	431	LIU E W, LIAO Q, XU S L. Aerosol shock tube designed for ignition delay time measurements of low-vapor-pressure fuels and auto-ignition flow-field visualization[J]. Energies, 2020, 13(3): 683. doi: 10.3390/en13030683
12	$\tau = 10^{-12} [\text{C}_{10}\text{H}_{22}]^{0.60} [\text{O}_2]^{-1.305} [\text{Ar}]^{0.08} \exp(34\,240/RT)$	229	OLCHANSKI E, BURCAT A. Decane oxidation in a shock tube[J]. International Journal of Chemical Kinetics, 2006, 38(12): 703-713. doi: 10.1002/kin.20204
	$\tau = 10^{-11.9} [\text{C}_{10}\text{H}_{22}]^{0.60} [\text{O}_2]^{-1.33} [\text{Ar}]^{0.055} \exp(34\,600/RT)$	186	

注: 表格中只统计了适用于吸气式发动机的低压的航空煤油燃烧特性的文献, 高压的参考文献没有统计在内。