

文章编号: 1000-8055(2023)10-2349-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210670

基于煤油燃料的斜爆轰发动机性能数值模拟

杜 鹏¹, 薛 瑞¹, 王 晨², 张云天¹, 徐朝启¹

- (1. 西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049;
2. 大连理工大学 工业装备智能控制与优化教育部重点实验室, 辽宁 大连 116024)

摘 要: 针对马赫数为 8 以上高超声速飞行器的应用问题, 采用 11 组分-10 反应步的煤油/空气化学反应动力学模型, 对不同来流及燃料喷注条件下的斜爆轰模型发动机进行数值研究, 获得其对燃烧室内起爆驻定、爆轰波波面结构及推进性能的影响规律。研究结果表明: 燃烧室入口马赫数为 4.3 时, 超声速来流与壁面边界层作用加速了点火起爆过程, 爆轰波在短时间内驻定。随着来流速度增大, 爆轰波驻定位置更靠近燃烧室下游, 爆轰波与边界层相互作用产生分离泡导致斜爆轰发动机推力显著降低。燃料当量比的变化直接影响爆轰波波面结构, 减小当量比使得斜爆轰波稳定性降低, 光滑的波面转变为“锯齿”状结构, 具有该结构的爆轰波流场会显著降低发动机推进性能。

关 键 词: 斜爆轰发动机; 煤油; 爆轰波; 起爆; 超声速燃烧

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical simulation of oblique detonation engine performance based on kerosene fuel

DU Peng¹, XUE Rui¹, WANG Chen², ZHANG Yuntian¹, XU Chaoqi¹

- (1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,
School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Key Laboratory of Intelligent Control and Optimization for Industrial Equipment,
Ministry of Education, Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China)

Abstract: According to the application problem of hypersonic vehicles above Mach number of 8, the 11 component/10-reaction steps kerosene chemical reaction kinetics model was adopted to perform numerical simulations about the two-dimensional model of oblique detonation engines under different inlet and fuel injection conditions. The effect of incoming Mach number on initiation and stabilization of detonation waves in the combustor, and the effect of fuel equivalent ratio on detonation wave surface structures, and the engine propulsion performance were obtained. The results showed that the effect of the supersonic flow and the wall boundary layer accelerated the detonation initiation process, and the detonation wave stabilization was completed shortly when the inlet Mach number of the combustor was 4.3. Continuing to increase the incoming Mach number made the stabilization position of the detonation wave closer to the downstream. The separation bubble generated by the interaction of the detonation wave

收稿日期: 2021-11-24

基金项目: 国家自然科学基金(51706170); 中国博士后科学基金(2019TQ0246, 2019M663734);

陕西省自然科学基金基础研究计划基金(2020JQ-007); 中央高校基本科研业务费专项资金(xzy012019053, xjh012019033);

陕西省自然科学基金面上项目(2022JM-231)

作者简介: 杜鹏(1998—), 男, 硕士, 研究领域为超声速燃烧与流动。

通信作者: 薛瑞(1987—), 男, 副教授, 博士, 研究领域为超声速燃烧与流动。E-mail: ruixue@xjtu.edu.cn

引用格式: 杜鹏, 薛瑞, 王晨, 等. 基于煤油燃料的斜爆轰发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(10): 2349-2359. DU Peng, XUE Rui, WANG Chen, et al. Numerical simulation of oblique detonation engine performance based on kerosene fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(10): 2349-2359.

and the boundary layer caused the thrust of the oblique detonation engine to be significantly reduced. The fuel equivalent ratio directly affected the detonation wave surface structure. Reducing the equivalence ratio reduced the stabilization of the oblique detonation wave, and the smooth wave surface was transformed into a sawtooth structure. The detonation wave flow field with this structure could significantly reduce its propulsion performance.

Keywords: oblique detonation engine; kerosene; detonation wave; initiation; supersonic combustor

高超声速飞行器是指以吸气式及其组合式发动机为动力,在大气层内或跨大气层以马赫数为 5 以上的速度飞行的飞行器^[1-2]。在超声速来流下高效地组织燃烧是高超声速飞行器稳定运行的关键。理论上一般将燃烧分为爆燃和爆轰两种方式。传统的超燃冲压发动机主要基于爆燃方式进行,然而由于在其燃烧室内燃料停留时间极短,存在燃烧振荡、推力不足的固有缺陷,限制了其在更高飞行马赫数范围的应用^[3-6]。相比之下,爆轰燃烧接近于等容燃烧,具有更高的热效率^[7-10]。基于爆轰波组织燃烧的新型发动机更适合于马赫数为 8 以上速度飞行^[9]。目前,研究较多的爆轰发动机概念主要有脉冲爆震发动机^[11-13]、旋转爆震发动机^[14-16]和斜爆轰发动机^[17-19]。

斜爆轰发动机因具有结构简单、燃烧室尺寸小、比冲高等优势,近年来受到学界和工业界越来越多的关注。然而由于其存在波面结构复杂、激波/火焰作用机理还未有效揭示以及实验困难等问题,目前仍处于基础研究阶段。其中,爆轰波在受限空间内的起爆和驻定是斜爆轰发动机的关键技术。早期对于爆轰波的研究主要基于理论假设,分析反应前后的热力学参数变化。Pratt 等^[20]通过分析爆轰极曲线指出斜爆轰波能够稳定燃烧的斜劈角度和来流马赫数驻定区间。按照斜劈诱导区非反应的斜激波与爆轰波面连接处的不同结构,爆轰波分为渐变起爆和突变起爆。Zhang 等^[21]对起爆区楔角突变的研究结果表明:楔角变化会影响激波强度和化学反应速率,进一步造成两种不同的转变形式。陈楠等^[22]通过数值模拟结果总结出当量比对诱导区的影响,即当量比通过影响诱导区末端压缩波强度进而影响转变模式,是影响过渡形式的决定性因素。Miao 等^[23]对斜劈诱导爆轰波开展二维数值模拟研究并分析其热力学效率。结果表明,平滑过渡的斜爆轰波抗扰动能力更强,但是其热力循环效率会显著降低。而具有突变过渡的爆轰波则正好相反,

处于两种结构之间的爆轰波更适合于发动机应用。在受限空间内,爆轰波与壁面边界层的相互作用对于进一步认识斜爆轰发动机的运行机理至关重要。Bachman 等^[24]对来流马赫数为 5、不同温度下的斜爆轰波形成过程进行数值模拟研究,发现边界层对斜爆轰波起爆有较大影响。Zhang 等^[25]对二维斜爆轰发动机燃烧室进行数值模拟,总结了边界层对于爆轰波燃烧模式的影响。实验研究方面,Gong 等^[26]对高马赫数来流条件下斜爆轰波起爆过程进行实验研究,阐明激波与反应作用机理,并发现斜爆轰波存在失稳现象。Jiang 等^[27]针对单级压缩进气道、飞行马赫数为 9 的斜爆轰模型发动机开展了风洞实验,采用进气道中放置支板的燃料喷注方法,实验捕捉到持续稳定的斜爆轰流场。

虽然目前对斜爆轰发动机基本流场特性开展了一定的实验及数值模拟研究,但大多以氢气为燃料,重点关注斜劈诱导起爆的临界条件和波面结构。对于以煤油为燃料,在受限空间燃烧室内爆轰波的驻定、波面位置控制和推进性能仍缺乏足够的认识。因此,为考察在高飞行马赫数、宽速域来流条件下,在斜爆轰发动机燃烧室中碳氢燃料起爆驻定特性及其推进性能,本文以煤油为燃料,对斜爆轰发动机二维模型进行数值模拟研究。

1 数值方法与物理模型

1.1 数值方法

本文对多组分、带化学反应的雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程组进行数值求解,控制方程如下:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial y} = \mathbf{S} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{U}$ 为守恒变量矢量, $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$ 分别为 x 和 y 方向上的对流通量矢量, $\mathbf{F}_v$ 和 $\mathbf{G}_v$ 为 x 和 y 方向上的黏性通量矢量, $\mathbf{S}$ 为源项矢量。其具体形式为

$$U = [\rho, \rho u, \rho v, E, \rho k, \rho \omega, \rho f_1, \dots, \rho f_{n_s-1}]^T \quad (2)$$

$$F = [\rho u, \rho uu + p, \rho vu, (E + p)u, \rho ku, \rho \omega u, \rho f_1, \dots, \rho f_{n_s-1}]^T \quad (3)$$

$$G = [\rho v, \rho uv, \rho vv + p, (E + p)v, \rho kv, \rho \omega v, \rho v f_1, \dots, \rho v f_{n_s-1}]^T \quad (4)$$

$$S = [0, 0, 0, 0, S_k, S_\omega, \dot{w}_1, \dots, \dot{w}_{n_s-1}]^T \quad (5)$$

其中 ρ 、 u 、 v 、 E 、 p 、 k 和 ω 分别表示密度、流体在 x 和 y 方向的速度分量、总内能、压强、湍动能和比耗散率。 f_i 、 $\dot{w}_i$ 分别为组分 i 的质量分数和质量生成速率, n_s 为混合气中组分个数。压强由理想气体状态方程得到:

$$p = \sum_{i=1}^{n_s} \rho_i f_i \frac{R_0}{W_i} T \quad (6)$$

其中 T 为温度, ρ_i 和 W_i 分别是组分 i 的密度和摩尔质量, R_0 为通用气体常数。化学反应中第 i 种组分的质量生成速率 $\dot{w}_i$ 被定义为

$$\dot{w}_i = M_i \sum_{j=1}^N (\beta_{ij} - \alpha_{ij}) (R_{fj} - R_{bj}) \quad (7)$$

其中 R_{fj} 、 R_{bj} 分别表示基元反应的正、逆反应速率; β_{ij} 、 α_{ij} 表示组分 i 在第 j 个基元反应中的化学计量系数, 均通过 Arrhenius 方程获得, N 是反应步数, M_i 表示组分 i 的摩尔质量。总内能 E 定义为

$$E = \rho h - p + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) + \rho k \quad (8)$$

其中 h 是气体混合物的比焓。黏性应力张量的分量 τ_{xx} 、 τ_{yy} 、 τ_{xy} 和 τ_{yx} 可表示为

$$\begin{cases} \tau_{xx} = (\mu_l + \mu_t) \cdot \left(\frac{4}{3} \cdot \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \cdot \frac{\partial v}{\partial y} \right) - \frac{2}{3} \rho k \\ \tau_{yy} = (\mu_l + \mu_t) \cdot \left(\frac{4}{3} \cdot \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \cdot \frac{\partial u}{\partial x} \right) - \frac{2}{3} \rho k \\ \tau_{xy} = \tau_{yx} = (\mu_l + \mu_t) \cdot \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \end{cases} \quad (9)$$

其中 μ_l 和 μ_t 分别是层流、湍流的动力黏度, 由湍流模型计算。

根据傅里叶导热定律, x 和 y 方向上的热流量 q_x 和 q_y 计算如下:

$$\begin{cases} q_x = -(\kappa_l + \kappa_t) \cdot \frac{\partial T}{\partial x} - \sum_{i=1}^{n_s} \rho D_i h_i \frac{\partial f_i}{\partial x} \\ q_y = -(\kappa_l + \kappa_t) \cdot \frac{\partial T}{\partial y} - \sum_{i=1}^{n_s} \rho D_i h_i \frac{\partial f_i}{\partial y} \end{cases} \quad (10)$$

其中 κ_l 和 κ_t 分别为层流和湍流热导率, D 为混合气

的扩散系数。

对流量采用 Roe-FDS(Roe averaged flux difference splitting)差分分裂格式进行计算, 湍流模型采用 SST(shear-stress transport) k - ω 模型。时间离散、空间离散分别采用 2 阶隐式和 2 阶迎风格式。以往关于爆轰问题的数值研究结果表明, 采用简化的化学反应机理能够准确有效地捕捉起爆驻定过程中涉及到的激波诱导燃烧、爆轰波/边界层相互作用以及爆燃转爆震(detonation-to-deflagration, DDT)过程^[25,28]。为提高计算效率, 数值模拟采用煤油/空气 11 组分、10 反应步化学动力学模型(见表 1), 燃烧模型采用层流有限速率模型。表 1 中 A 为指前因子, B 为温度指数。

表 1 煤油 11 组分 10 步化学反应机理

Table 1 Rate constants for 11 species 10-step chemical kinetics of kerosene

反应式	$A/(1/s)$	B	$E/(J/kmol)$
$C_{10}H_{22} + O_2 = 10CH + 12H + O_2$	1.00×10^{12}	0	3.10×10^4
$CH + O_2 = CO + OH$	2.00×10^{15}	0	3.00×10^3
$CH + O = CO + H$	3.00×10^{12}	1.00	0
$H_2 + O_2 = H_2O + O$	3.98×10^{11}	1.00	4.80×10^4
$H_2 + O = H + OH$	3.00×10^{14}	0	6.00×10^3
$H + O_2 = O + OH$	4.00×10^{14}	0	1.80×10^4
$H_2O + O_2 = 2O + H_2O$	3.17×10^{12}	2.00	1.12×10^5
$CO + OH = CO_2 + H$	5.51×10^7	1.27	-7.58×10^2
$CO + H_2O = CO_2 + H_2$	5.50×10^4	1.28	-1.00×10^3
$CO + H_2 + O_2 = CO_2 + H_2O$	1.60×10^{14}	1.60	1.80×10^4

1.2 数值方法校验

为验证数值方法的准确性, 选取 Lehr^[29] 的激波诱导燃烧起爆实验作为验证算例。该实验将一个直径为 15 mm 的高速球头弹丸射入当量比为 1 的氢气/空气预混气中(压强: 46 626 Pa, 温度: 286.6 K)。数值模拟采用 Marinov 建立的氢气/空气 9 组分、27 反应步化学动力学模型^[30]。图 1 为

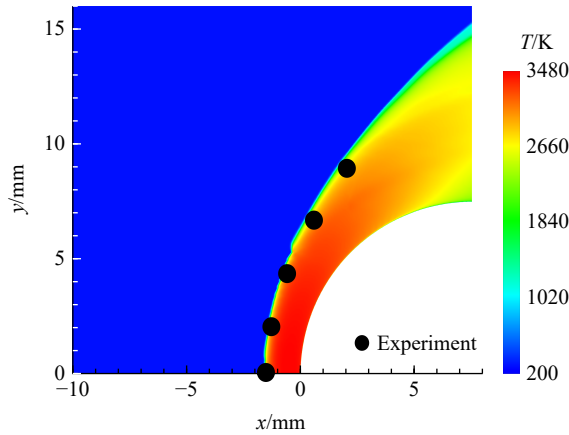


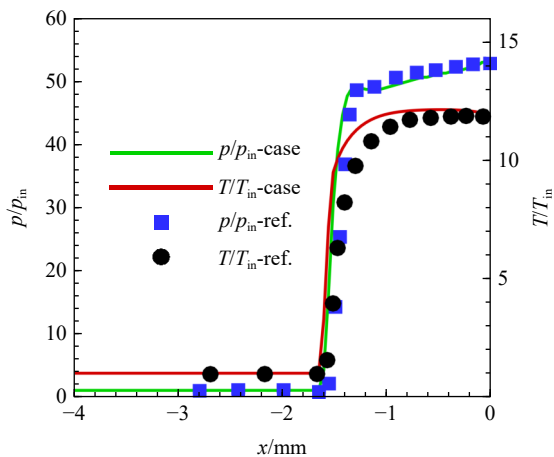
图 1 高速射弹诱导爆轰波温度分布

Fig. 1 Temperature contours of the detonation waves induced by a high-speed projectile

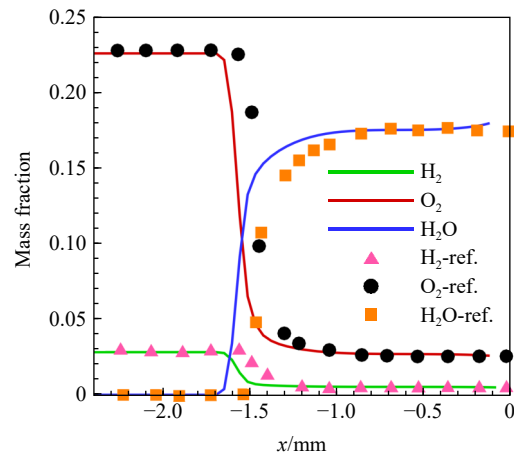
采用该数值方法计算所得的温度云图(实验点为实际爆轰波位置),可以看出,数值结果成功地捕捉到高速射弹头部前的波面结构。

图 2(a)为 $y=0$ mm 线上的压强和温度分布,超声速来流经过波面后,温度、压强在相同的位置产生突跃,且反应在很薄的空间内完成,越过反应面燃料几乎耗尽(见图 2(b)),激波与火焰面反映出耦合叠加的爆轰波特征,模拟结果与 Zhuo 等^[31]的数值结果吻合较好。图 2 中 p 和 T 分别表示压强和温度,下标 in 表示来流。 p -case 表示数值模拟的压强, T -case 表示数值模拟的温度, p -ref. 表示压强的实验值, T -ref. 表示温度的实验值, H_2 、 O_2 、 H_2O 表示数值模拟的质量分数,-ref. 表示对应的实验值。

可以看出,本文采用的数值方法能够较好复现爆轰波结构及爆轰波前后气体热力学参数的明显变化,适用于斜爆轰波起爆和驻定的相关模拟研究。



(a) 压强和温度



(b) 质量分数

图 2 沿 $y=0$ mm 热力学参数分布校验

Fig. 2 Verification of thermodynamic parameter distribution along $y=0$ mm

1.3 物理模型及来流条件

由于本文重点研究斜爆轰发动机燃烧室内爆轰波的起爆和驻定过程,为简化起见,对燃料掺混和进气压缩过程不做考虑。二维燃烧室模型的长度和高度分别为 200 mm 和 60 mm。模型的尾喷管长为 100 mm,其单边膨胀角为 20° 。为避免高温预混气卷入低速边界层导致提前点火影响起爆,在燃烧室入口下壁面处设置边界层吸除装置。具体结构尺寸如图 3 所示。

同时为充分考虑激波与边界层复杂的相互作用,对近壁面网格进行了加密,采用结构化网格如图 4 所示。

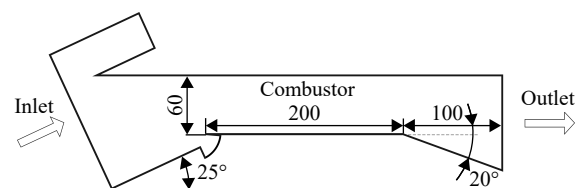


图 3 斜爆轰发动机尺寸(单位: mm)

Fig. 3 Dimensions of oblique detonation engine model (unit: mm)

本文斜爆轰模型发动机设计工况如下:飞行马赫数 $Ma=10.3$,高度为 30 km(温度: 226.5 K,压强: 1 197 Pa)。按照斜激波角度的理论计算公式^[32],来流预混气经两道 12.5° 楔面压缩后的温度和压强分别为 1 021 K、56 kPa,燃烧室入口马赫数为 4.3。燃料喷注当量比 ϕ 取为 1.35,具体来流条件见表 2。

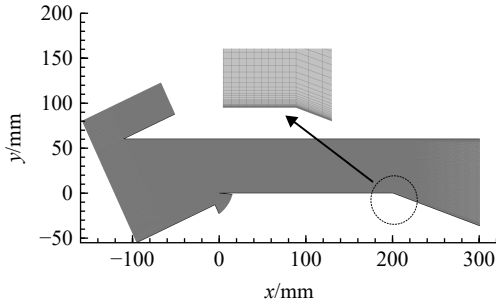


图 4 计算区域网格

Fig. 4 Computational grids of the configuration

表 2 入口来流条件

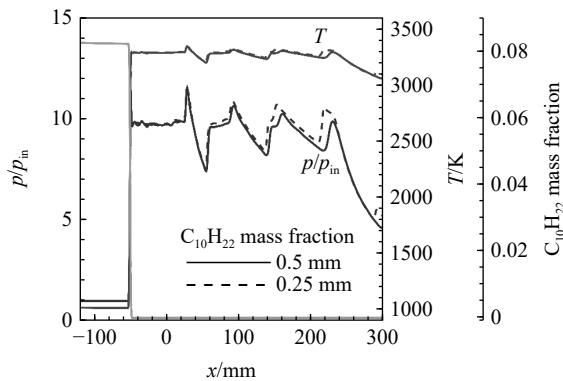
Table 2 Inlet conditions

Case	p/kPa	T/K	Ma	ϕ
1	56	1 021	4.3	1.35
2	56	1 021	5.3	1.35
3	56	1 021	6.3	1.35
4	56	1 021	3.63	0.5
5	56	1 021	3.63	0.6
6	56	1 021	3.63	0.7

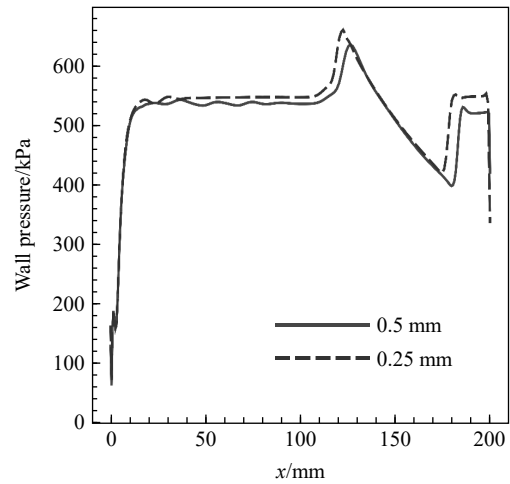
1.4 网格无关性验证

为排除网格分辨率对计算结果的影响,对不同网格数爆轰波驻定在燃烧室前缘下的流场参数进行验证。对于二维斜爆轰相关数值模拟,验证一般对网格进行两倍加密^[33-34]。故分别取网格尺寸为 0.25 mm 和 0.5 mm 进行计算,对燃烧室中间 $y=30$ mm 截线上的热力学参数、比耗散率以及燃烧室下壁面的压强进行对比,结果如图 5 所示。

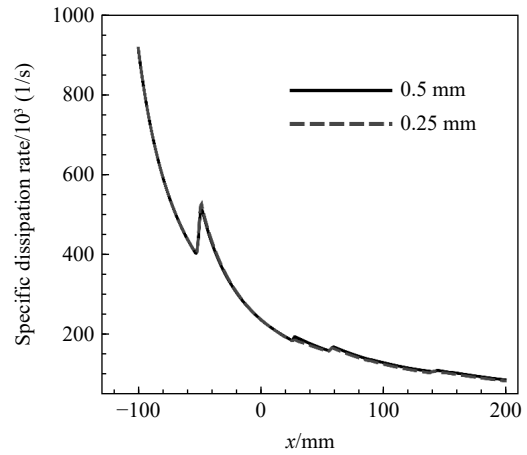
可以看出,采用 0.5 mm 网格与采用 0.25 mm 网格得到的计算结果都有效地捕捉到爆轰波的驻定位置、波后参数变化,在全流道内参数分布基本一致,因此后续分析采用间距为 0.5 mm 的网格开展斜爆轰发动机数值计算研究。



(a) 沿 $y=30$ mm 热力学参数



(b) 下壁面压强



(c) 比耗散率

图 5 网格尺寸为 0.25 mm 和 0.5 mm 的网格无关性验证

Fig. 5 Grid independence verification for grid sizes of 0.25 mm and 0.5 mm

2 结果与讨论

2.1 斜爆轰发动机燃烧起动过程数值模拟

图 6 和图 7 分别为斜爆轰发动机起动过程的温度分布及数值纹影。 $t=0.025$ ms 时,由于来流总温较高,且边界层附近流动速度相对于燃烧室主流速度显著降低,进一步提高了燃烧室内静温,使其达到燃料的自点火温度。同时,由于燃烧室中预先填充了充分混合的可燃气,贴近上壁面边界层的燃料先被点燃,随着反应进行,燃烧波持续向上游移动。由图 6(b)可以看出, $t=0.080$ ms 时,在燃烧室下壁面前缘的一簇膨胀波的干扰下(见图 7(b)),贴近下壁面的爆轰波发生弯曲,这部分激波与反应面之间暂时产生一段间隔,并在其后面形成一道弯曲激波、引发一片高温区域。在 $t=0.180$ ms 之后,由图 6(c)、图 6(d)看出,波面

位置不再改变。

图5(a)为燃烧室中间 $y=30\text{ mm}$ 上的流动参数分布,跃过波面,燃料的质量分数从0.0823骤降到0,温度从1021 K上升到3000 K以上,波后压强分布在反射激波影响下波动明显,体现了爆轰波是强激波与反应面在极薄空间内耦合的重要特征。说明在当前来流条件下,爆轰波能够在燃烧室内起爆和驻定燃烧。一般认为理想的斜爆轰发动机波前后压升比在10~15左右。根据CEA程序计算得到的压升比为5.97,当前压升比为11.6,处于强爆轰状态,数值结果在理论范围内。

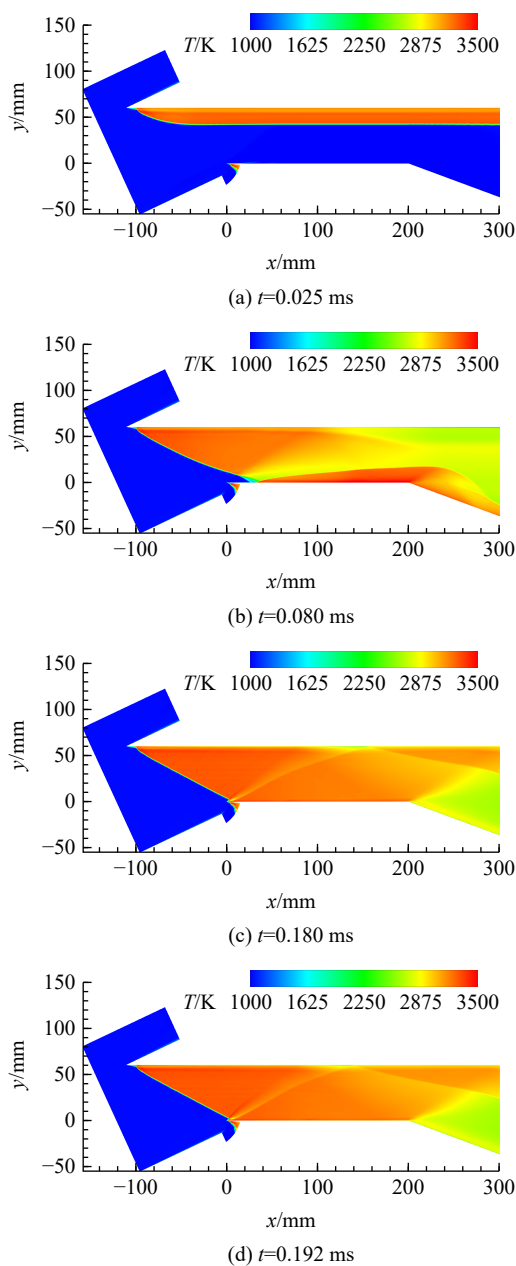


图6 起动过程温度分布

Fig. 6 Temperature contours of the start process

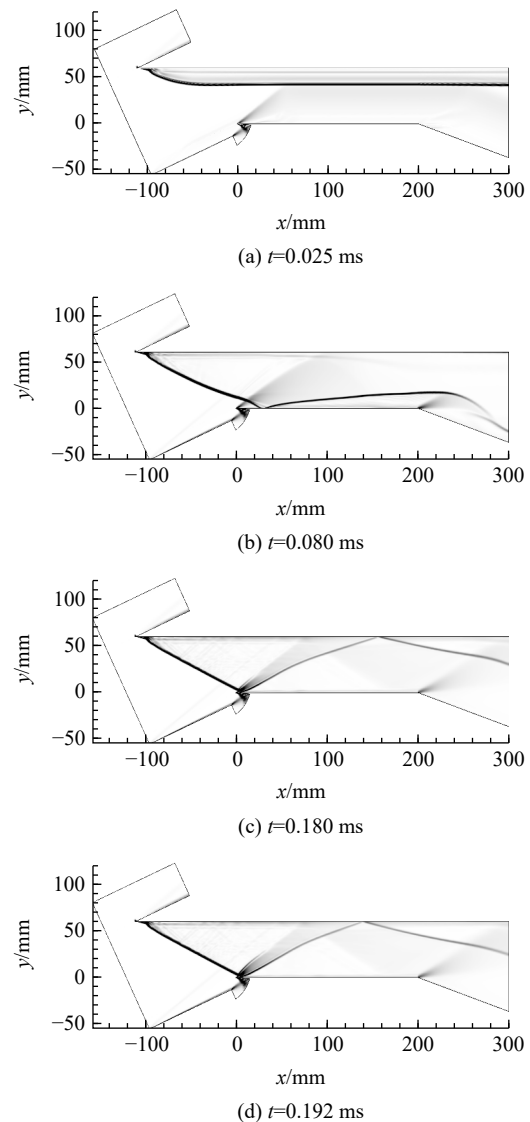


图7 起动过程数值纹影

Fig. 7 Numerical schlieren contours of the start process

2.2 来流速度对斜爆轰发动机的影响

由文中第2.1节对斜爆轰发动机起动过程的分析可知,在斜爆轰发动机起动过程中存在爆轰波向上游传播的机制。因此,为研究更大来流速度下爆轰波驻定位置调节能力以及对推进性能的影响,进一步对来流马赫数为5.3和6.3的情况开展数值模拟研究。图8为相应的燃烧室温度分布,在更大的来流速度作用下,爆轰波仍然能够实现驻定燃烧。相较于马赫数为4.3的来流工况,此时爆轰波的驻定位置更深入燃烧室内部,且波后温度随来流速度增加而增大。

图9为对应的数值纹影(实线为声速等值线),当来流马赫数为5.3和6.3时,靠近下游的爆轰波经下壁面反射形成一道弯曲激波。结合图8可以

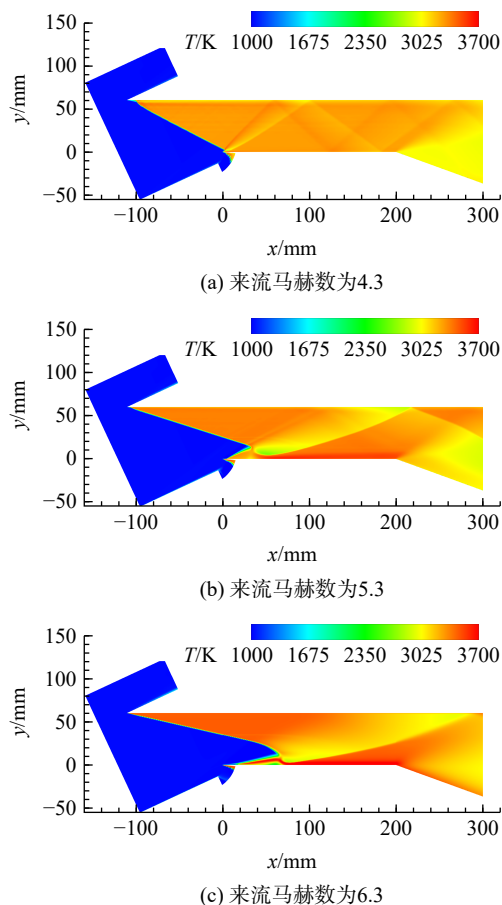


图 8 不同来流马赫数下的温度分布

Fig. 8 Temperature contours at different incoming Mach numbers

发现, 弯曲激波与边界层的相互作用进一步提高了波后温度, 在来流马赫数为 6.3 时最为明显 (见图 8(c))。

由于爆轰波是强激波与火焰面的紧密耦合, 同时壁面边界层存在燃烧膨胀以及逆压梯度, 故低速高温的边界层在燃烧释热效应下发生膨胀引起下壁面边界层分离, 在燃烧室下壁面前缘形成低速的分离泡。由于随来流速度的增大, 爆轰波位置更靠近下游, 故分离泡的横向作用范围也不断增大。

根据图 8 燃烧室温度分布可知, 进入燃烧室内的燃料均满足自点火温度。而分离泡内 H_2O 的质量分数随着来流速度的增加而不断下降, 且显著低于燃烧室内核心区域, 当来流马赫数为 6.3 时几乎降低为 0 (见图 10)。从图 9 中可以看出, 分离泡内为斜爆轰发动机燃烧室中的亚声速区域, 故可将这部分面积认为是下壁面边界层的抬升。相比于爆轰燃烧释热, 分离泡内的燃烧效率有所降低, 该区域存在明显的燃

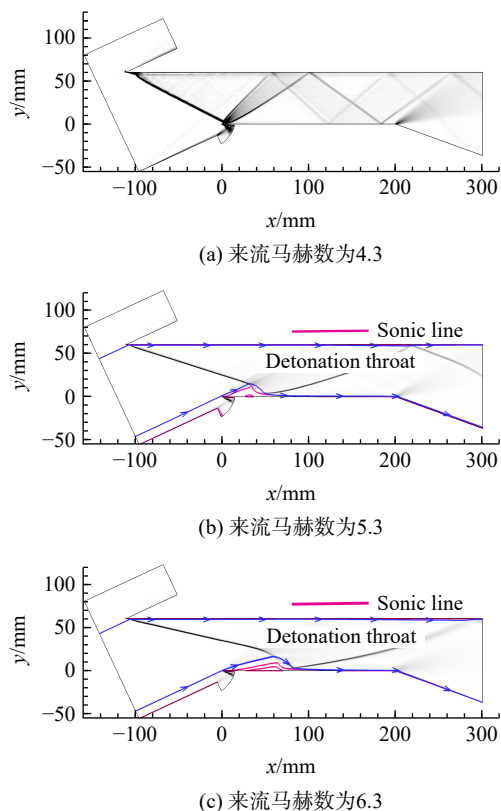
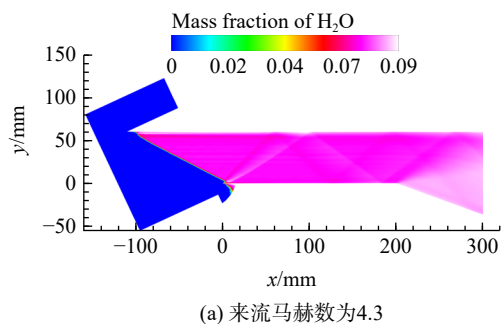


图 9 不同来流马赫数下的数值纹影

Fig. 9 Numerical schlieren contours at different incoming Mach numbers

烧不充分。同时, 图 9(b) 和图 9(c) 中上下两条流线是爆震燃烧气动喉道的边界。随着来流速度的增加, 分离泡作用范围不断增大, 对爆轰气动喉道造成挤压。

为进一步探究分离泡区域的热力学参数分布, 取距燃烧室下壁面高度 $y=5\text{ mm}$ 沿流动方向上的压强、温度, 分布如图 11 所示。其中压升比为衡量发动机推进性能的重要参数, 当来流马赫数为 5.3 和 6.3 时, 分离泡前缘的一簇膨胀波使得这一区域的压升比显著降低, 同时温度也出现了一定幅度的波动, 此时压强突跃出现于分离泡区域之后。



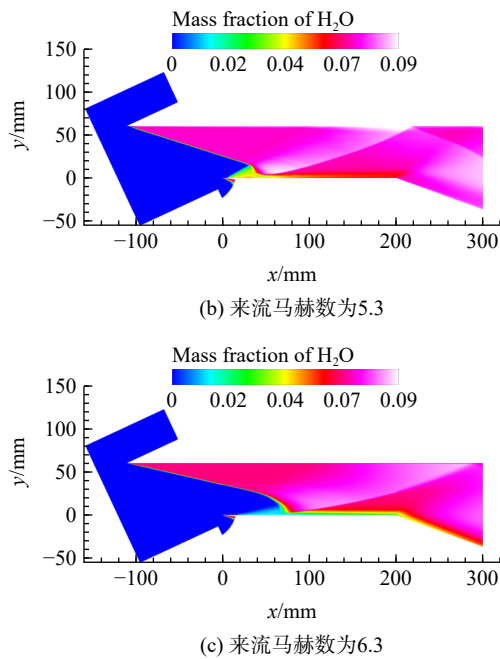


图 10 不同来流马赫数下的 H_2O 质量分数分布
Fig. 10 Mass fraction of H_2O at different incoming Mach numbers

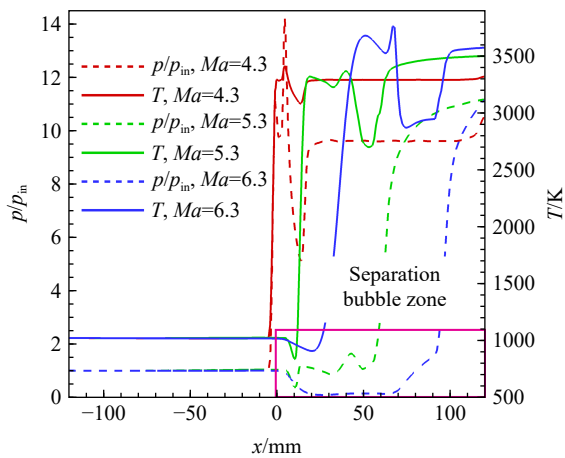


图 11 沿 $y=5\text{ mm}$ 温度和压强分布
Fig. 11 Temperature and pressure distribution along $y=5\text{ mm}$

由于斜爆轰发动机结构简单特点,本文推力计算采用对推力壁上的压强和黏性力进行积分的方法,分别计算 3 种工况下的发动机净推力,如表 3 所示,其中 F_μ 为黏性阻力, F_{thrust} 为净推力, F_0 为总推力。结合图 8 可以看出,对于偏离设计来流速度即爆轰波远离燃烧室前缘驻定位置时的燃烧室流场,分离泡的存在显著增加了发动机内的黏性阻力,是导致推进性能显著降低的主要原因。

表 3 不同来流速度下发动机净推力对比

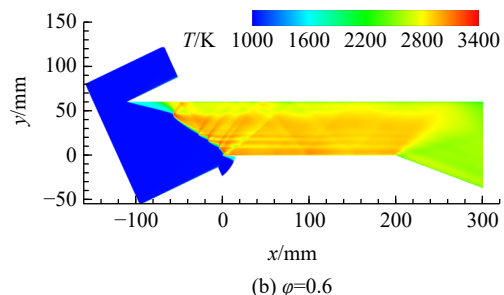
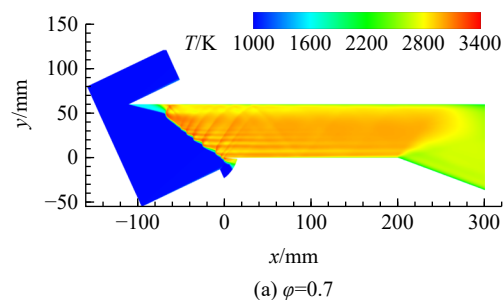
Table 3 Comparison of engine net thrust at different inflow velocities

Ma	F_0/N	F_μ/N	$F_{\text{thrust}}/\text{N}$
4.3	7 606.1	-2 954.4	4 651.7
5.3	6 597.1	-3 213.4	3 383.7
6.3	6 579.5	-5 384.3	1 195.2

2.3 燃料当量比对斜爆轰发动机的影响

文中第 3.2 节开展了来流速度变化对爆轰波驻定的影响研究,为探究燃料/空气混合比对斜爆轰发动机内爆轰波的驻定燃烧及其性能的影响,对当量比小于 1 时的工况开展数值模拟研究。由于燃料当量比的减小会降低起爆强度,若来流马赫数仍设置为 4.3,爆轰波的驻定位置将会靠近下游并在前缘形成分离泡。因此,为排除分离泡对后续分析的影响,仍使爆轰波驻定在燃烧室前缘,在本节中将来流马赫数设置为 3.63,来流温度、压强保持不变,对当量比分别为 0.5、0.6、0.7 进行数值模拟研究。

图 12 为不同燃料当量比下的斜爆轰发动机温度分布。可以看出,即使是将燃料当量比减小到 1 以下,仍可以使燃烧室内爆轰波正常起爆。相比于基准工况 ($Ma=4.3$, $\varphi=1.35$),上壁面斜劈附近的起爆诱导区距离显著增长。特别是在当量比 $\varphi=0.5$ 时,诱导区斜激波的长度超过了斜爆轰波的长度(见图 12(c))。随着当量比减小,燃烧室内温度出现明显降低,且波后温度分布的不均匀度增强。



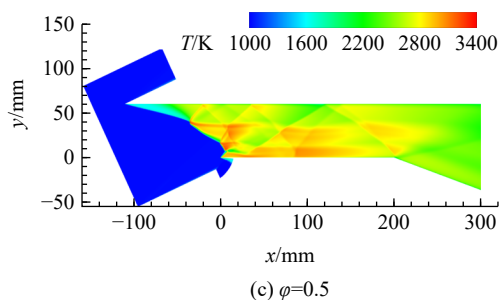


图 12 不同燃料当量比下的温度分布

Fig. 12 Temperature contours at different equivalence ratios

从图 12 中可以看出, 燃烧室内温度不均匀分布是横波作用的结果, 该现象在当量比为 0.5 时尤为显著。相较于基准工况, 斜爆轰波型面发生直接改变, 此时的爆轰波波面呈现出明显的“锯齿”状特征。同时, 爆轰波上出现多个三波点结构, 进而在波后形成多条横波(见图 13)。当燃料当量比为 0.7 时, 横波经上壁面在下壁面发生规则反射(regular reflection, RR)。随着燃料当量比的继续降低, 反射激波在下壁面发生马赫反射生成马赫杆(Mach stem, MS), 且马赫杆强度随着当量

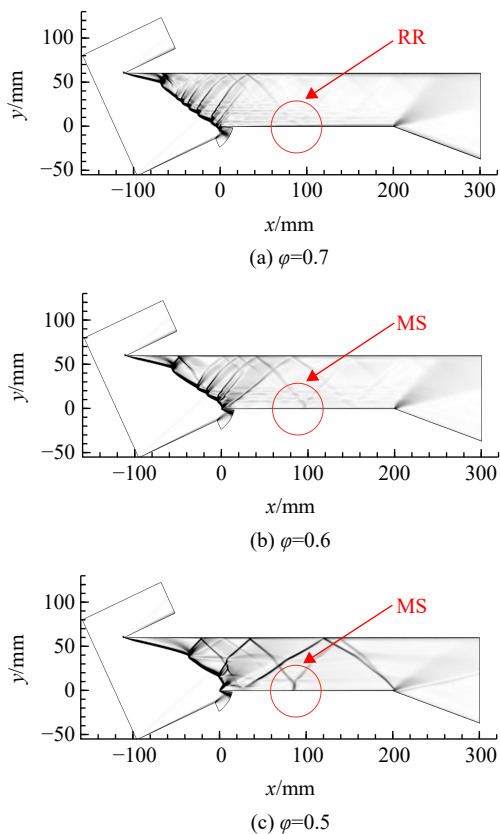


图 13 不同燃料当量比下的数值纹影

Fig. 13 Numerical schlieren contours at different equivalence ratios

比减小而增大。

进一步观察此时驻定的爆轰波波面结构, 如图 14 所示, 当燃料当量比为 0.7 时, 波面由诱导区非反应的斜激波(oblique shock wave, OSW)和“锯齿”状的斜爆轰波(oblique detonation wave, ODW)构成。

燃料当量比为 0.6 时, 通过对比波面和流线方向可以看出, 靠近燃烧室下壁面的一段斜爆轰波 ODW2 波面与来流方向的角度明显小于 ODW1 与来流方向的角度, 更接近于 90°。继续减小燃

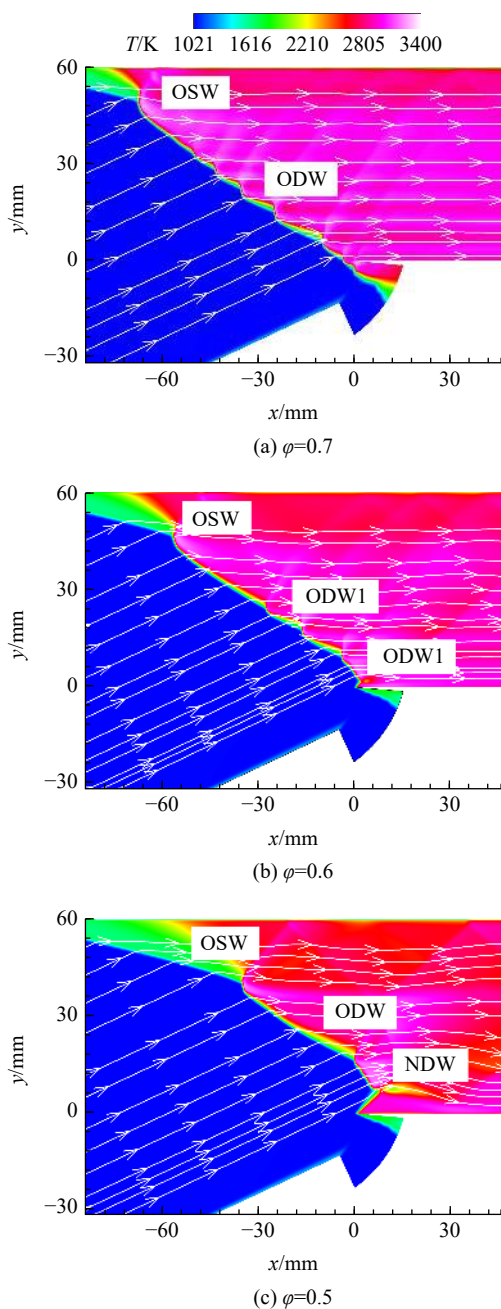


图 14 不同燃料当量比下的流线方向与爆轰波面角度对比

Fig. 14 Comparison of angle between streamline direction and wave surfaces at different equivalence ratios

料当量比到 0.5, 波面与来流速度方向之间的角度减小至正交, 斜爆轰波转变为正爆轰波(normal detonation wave, NDW)。

由于在相同来流条件下正爆轰波相较于斜爆轰波会带来更大的总压损失, 这种变化对于发动机实际推进能力的影响目前还尚不明晰, 为考察此时发动机的推进性能, 选取比冲 I_{sp} 作为衡量发动机推进性能优劣的参考依据, 其被定义为

$$I_{sp} = \frac{F_{thrust}}{\dot{m}} \quad (11)$$

其中 F_{thrust} 是发动机产生的净推力, $\dot{m}$ 是燃料质量流量。

表 4 为不同当量比下的斜爆轰发动机比冲。可以看出, 即使在同样的来流条件下, 存在正爆轰波、当量比为 0.5 的工况所对应的发动机比冲仍高于只存在斜爆轰波的其他两种工况。经过前文的分析可知, 当燃料当量比为 0.7 和 0.6 时, 爆轰波面由光滑过渡到锯齿状。该结构爆震波流场的存在会一定程度地降低斜爆轰发动机的推进性能。

表 4 不同燃料当量比发动机比冲对比
Table 4 Specific impulse of engine at different equivalent ratios

φ	F_{thrust}/N	$\dot{m}/(kg/s)$	$I_{sp}/(N \cdot s/kg)$
0.7	5 247.74	1.932	2 716.2
0.6	5 163.84	1.688	3 059.1
0.5	5 103.51	1.394	3 661.1

3 结 论

本文通过求解多组分、带化学反应的雷诺平均 N-S 方程, 分析了以煤油为燃料, 不同来流速度及燃料当量比下爆轰波在斜爆轰发动机燃烧室内驻定燃烧及其推进性能, 得到的主要结论如下:

1) 燃烧室入口马赫数为 4.3 时, 壁面边界层内的低速高温区对燃料点火起爆有促进作用。在爆轰波上传过程中, 下壁面引发的一簇膨胀波会造成爆轰波波面暂时弯曲, 最终在燃烧室前缘完成驻定。

2) 来流速度的增大使得斜爆轰波驻定位置更靠近下游。爆轰波和燃烧室下壁面边界层相互作用产生分离泡, 随着来流速度的增大, 分离泡

内燃烧产物逐渐减少且温度明显低于燃烧室其他燃烧区域。分离泡为燃烧室内亚声速区域, 其作用范围随着来流速度的增大而扩大, 进而对爆轰气动喉道造成挤压, 最终导致发动机净推力显著降低。

3) 燃料当量比的改变导致爆轰波型面及结构发生明显变化, 减小当量比使得爆轰波波面变得不再平整, 波后会产生多条横波, 造成燃烧室内温度分布不均匀。随着当量比的减小, 驻定的斜爆轰波逐渐过渡到正爆轰波。在过渡阶段, 波面呈现出多段的“锯齿”状结构。具有“锯齿”状的过渡波面结构造成斜爆轰发动机推进性能下降。

参考文献:

- [1] 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): 449-472.
YU Gang, FAN Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion[J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(5): 449-472. (in Chinese)
- [2] 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.
WANG Zhenguo, LIANG Jianhan, DING Meng, et al. A review on hypersonic airbreathing propulsion system[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 716-739. (in Chinese)
- [3] URZAY J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2018, 50: 593-627.
- [4] CURRAN E T, HEISER W H, PRATT D T. Fluid phenomena in scramjet combustion systems[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1996, 28: 323-360.
- [5] ANDREWS E. Scramjet development and testing in the United States[R]. AIAA-2001-1927, 2001.
- [6] JENSEN J, BRAENDLEIN B. Review of the Marquardt dual mode Mach 8 scramjet development[R]. AIAA-1996-3037, 1996.
- [7] KAILASANATH K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. AIAA Journal, 2000, 38(9): 1698-1708.
- [8] POWERS J M, STEWART D S. Approximate solutions for oblique detonations in the hypersonic limit[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3): 726-736.
- [9] 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, 716.
WANG Bing, XIE Qiaofeng, WEN Haocheng, et al. Research progress of detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 721-737, 716. (in Chinese)
- [10] WOLANSKI P. Detonative propulsion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 125-158.
- [11] PEACE J T, LU F K. Performance modeling of pulse detonation engines using the method of characteristics[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 88: 51-64.
- [12] 李晓丰, 肖俊峰, 王玮, 等. 脉冲爆震燃烧室出口燃气能量分布特性[J]. 航空动力学报, 2020, 35(11): 2356-2363.
LI Xiaofeng, XIAO Junfeng, WANG Wei, et al. Energy distribution characteristics of gas at outlet of pulse detonation combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2356-2363. (in Chinese)
- [13] MURRAY A P, SMITH T L, PITTMAN E D, et al. Frequency and

- spark timing effects on thrust for pulse detonation engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2020, 37(2): 242-251.
- [14] PRAKASH S, FIÉVET R, RAMAN V, et al. Analysis of the detonation wave structure in a linearized rotating detonation engine[J]. *AIAA Journal*, 2019, 58(12): 5063-5077.
- [15] 马虎, 张义宁, 杨成龙, 等. 燃料分布对旋转爆震波传播特性影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(3): 513-520.
MA Hu, ZHANG Yining, YANG Chenglong, et al. Effects of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 513-520. (in Chinese)
- [16] 王元帅, 谭晓茗, 田佳, 等. 旋转爆震发动机燃烧室气膜流出影响数值研究[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(11): 2353-2362.
WANG Yuanshuai, TAN Xiaoming, TIAN Jia, et al. Numerical study on effect of film ejections in rotating detonation engine combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2353-2362. (in Chinese)
- [17] 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 Zijian, HAN Xin, MA Kaifu, et al. Experimental research on combustion mechanism of oblique detonation engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 786-794. (in Chinese)
- [18] ZHANG G Q, GAO S F, XIANG G X. Study on initiation mode of oblique detonation induced by a finite wedge[J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(1): 016102.
- [19] BACHMAN C L, GOODWIN G B. Ignition criteria and the effect of boundary layers on wedge-stabilized oblique detonation waves[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 223: 271-283.
- [20] 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.
- [21] ZHANG Yining, YANG Pengfei, TENG Honghui, et al. Transition between different initiation structures of wedge-induced oblique detonations[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 4016-4023.
- [22] 陈楠, SEYED A E, SUDIP B, 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 A E, SUDIP B, 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. (in Chinese)
- [23] MIAO Shikun, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Numerical study on thermodynamic efficiency and stability of oblique detonation waves[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(8): 3112-3122.
- [24] BACHMAN C L, GOODWIN G B, AHMED K. Wedge-stabilized oblique detonation waves in a hypersonic hydrogen-air premixed freestream[R]. AIAA-2019-4044, 2019.
- [25] ZHANG Zijian, WEN C, ZHANG Wenshuo, et al. Formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 223: 423-436.
- [26] GONG Jishuang, ZHANG Yining, PAN Hu, et al. Experimental investigation on initiation of oblique detonation waves[R]. AIAA-2017-2350, 2017.
- [27] JIANG Zonglin, ZHANG Zijian, LIU Yunfeng, et al. Criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(3): 94-104.
- [28] ORAN E S, GAMEZO V N. Origins of the deflagration-to-detonation transition in gas-phase combustion[J]. *Combustion and Flame*, 2007, 148(1/2): 4-47.
- [29] LEHR H F. Experiments on shock-induced combustion[J]. *Acta Astronautica*, 1972, 17: 589-597.
- [30] MARINOV N M, WESTBROOK C K, PITZ W J. Detailed and global chemical kinetics model for hydrogen[R]. San Francisco, US: 8th International Symposium on Transport Properties, 1995.
- [31] ZHUO Changfei, FENG Feng, WU Xiaosong. Development process of muzzle flows including a Gun-launched missile[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(2): 385-393.
- [32] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2012.
- [33] TENG Hong, JIANG Zong. On the transition pattern of the oblique detonation structure[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, 713: 659-669.
- [34] YU Moyao, MIAO Shikun. Initiation characteristics of wedge-induced oblique detonation waves in turbulence flows[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 147: 195-204.

(编辑: 秦理曼)