

旋转爆震发动机燃烧室气膜出流 影响数值研究

王元帅, 谭晓茗, 田 佳, 张靖周
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对旋转爆震发动机(RDE)壁面的高热负荷问题,开展旋转爆震发动机燃烧室壁面气膜冷却的数值仿真,探究气膜出流与爆震波、斜激波和燃烧室流场之间的相互作用以及气膜对壁面的冷却特性。研究结果表明:爆震波对气膜的压缩和冷却孔的堵塞作用明显,气膜对爆震波整体的传播特性影响较小。受爆震波和燃烧室流场的影响,气膜出流存在周期性的摆动情况,这在一定程度上影响了壁面的冷却效果。在爆震波覆盖的壁面区域,峰值壁温下降程度有限,但时均壁温的降幅超过 26.9%;在斜激波覆盖区域,随着冷气量的增加,峰值壁温和时均壁温的降幅超过 32.5% 和 51.3%,气膜对该区域壁面的冷却效果更加明显。

关 键 词: 旋转爆震发动机; 爆震波; 气膜冷却; 壁面温度; 冷却效果

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Numerical study on effect of film ejections in rotating detonation engine combustor

WANG Yuanshuai, TAN Xiaoming, TIAN Jia, ZHANG Jingzhou

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problem of high thermal load on the wall of the RDE (Rotating Detonation Engine), a numerical simulation of film cooling on the combustor wall of an RDE was carried out to explore the interaction between film outflow and detonation wave, oblique shock wave and flow field, as well as the film cooling characteristics on RDE wall. The results showed that the detonation wave had an obvious effect on the compression of the film and blockage of the cooling holes. The film had little effect on the overall propagation characteristics of the detonation wave. Affected by the detonation wave and the flow field of the combustor, the film outflow had periodic oscillations, which affected the cooling effect of the wall to a certain extent. Under the film cooling, the decrease of peak wall temperature was limited in the area covered by the detonation wave, but the decrease of time-average wall temperature was more than 26.9%. In the area covered by the oblique shock wave, with the increase of cooling air quantity, the decrease of peak wall temperature and time average wall temperature was more than 32.5% and 51.3%, respectively, and the cooling effect of the film on the wall covered by oblique shock wave became more significant.

收稿日期: 2020-09-21

作者简介: 王元帅(1997—),男,硕士生,研究领域为传热传质。E-mail: wangyuanshuai97@163.com

通信作者: 谭晓茗(1976—),女,教授,博士,研究领域为传热传质。E-mail: txmyy@nuaa.edu.cn

引用格式: 王元帅,谭晓茗,田佳,等. 旋转爆震发动机燃烧室气膜出流影响数值研究[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.

Key words: rotating detonation engine; detonation wave; film cooling; wall temperature; cooling effect

旋转爆震发动机(rotating detonation engine, RDE)采用近似等容燃烧模式工作,循环热效率较等压燃烧模式提高30%以上,应用前景广阔。然而,旋转爆震燃烧室壁面承受着很高的热负荷,壁面温度达到2 000 K以上,且局部高温明显,热流密度大^[1-4]。此外,燃烧室内产生的旋转爆震波,具有强烈非定常的压力波动、剧烈的温度脉动等特点,这对燃烧室壁面的热防护方案设计提出了更高的要求。研究爆震燃烧室壁面的有效热防护技术对其未来的广泛应用有着重要意义^[5-6]。

综合目前的热防护研究成果来看,热防护方案分为被动热防护和主动热防护^[7]。被动热防护方案大多采用隔热材料和耐烧蚀材料等方法;而主动热防护多采用冲击冷却、再生冷却、气膜冷却等^[8-15]。气膜冷却作为一种有效的主动热防护技术,在燃气轮机叶片、航空发动机火焰筒、火箭发动机燃烧室等高温流区壁面热防护中得到了广泛的应用^[16-18]。

在爆震燃烧室的非定常主流环境中,气膜受到爆震波的影响可能出现断流的情况^[19];同时爆震波的强烈干扰,使得气膜覆盖的壁面换热量与无气膜时相比在时间分布上有很大的变化^[20]。此外,气膜冷却气流的引入对燃烧室内部流场的影响同样不可轻视。

Ajmani等^[21]曾针对脉冲爆震管,利用有限元分析和CFD分析的结果设计了一种气膜冷却试验装置。试验结果表明,随着气膜冷却流量的增加,壁面温度降低,表明在这种剧烈的脉冲爆震燃烧室环境中,保持气膜冷却的有效性是可行的。南京航空航天大学的谭晓茗、李建中等^[22-23]对带有气膜冷却的脉冲爆震发动机燃烧室流场进行计算,结果表明气膜对爆震波的传播强度有一定的削弱作用,同时爆震波也导致了气膜冷却的暂时断流,爆震波经过气膜孔时甚至会出现短暂回流的现象。在旋转爆震发动机燃烧室内,爆震波以极高的速度周期性冲刷燃烧室壁面,对气膜的出流影响更是不容忽视。因此,开展非定常爆震波作用下的气膜冷却流动与传热特性以及气膜出流对旋转爆震燃烧室内主流相干特性的研究需求紧迫。

本文建立了三维旋转爆震燃烧室模型,分析

了爆震波的运动规律与壁面热负荷特点;通过外壁面的气膜孔引入冷气,探究气膜与燃烧室流场的相互作用,初步分析旋转爆震发动机应用气膜冷却的可行性。

1 数值模拟方法

1.1 计算模型及边界条件

本文建立的计算模型如图1所示,燃烧室外筒直径为27 mm,内筒直径为15 mm,轴向长度为39 mm。在外筒壁面轴向排布12个气膜孔,1号孔中心距燃烧室进口3 mm($Z=3$ mm),各孔轴向间距为3 mm,气膜孔径 d_{film} 为1 mm。设置单列轴向气膜孔可以较清晰地、独立地探究在爆震波传播过程中,不同轴向位置的气膜与爆震波、斜激波和燃烧室流场的相互作用。

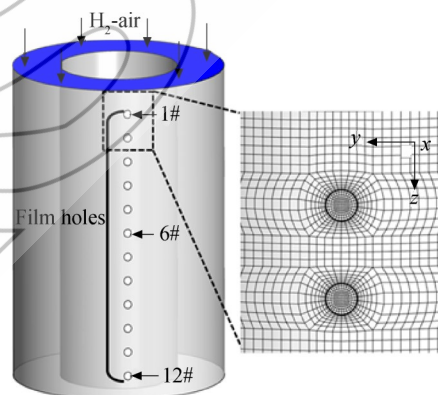


图1 RDE的几何与网格示意图

Fig.1 Geometry and grid schematic diagrams of RDE

采用FLUENT商业软件,计算选用密度基求解器,湍流模型为Realizable $k-\epsilon$ 模型。进口边界采用压力进口条件,喷注化学恰当比的 H_2 -air预混气,喷注压力为0.6 MPa,出口边界为压力出口,外壁面边界为Mixed混合热边界,计算得到均匀冷态流场之后,点火起爆燃烧,产生单向爆震波。在点火后的430 μs ,经过气膜孔通入 $T_{\text{film}}=300$ K冷空气。

本文研究气膜出流对旋转爆震波的直接影响,为了保证冷气流的注入,设置冷气进口条件为速度进口,进气方向与壁面垂直,设置了4种气膜进口速率 $V_{\text{film}}=50, 100, 150, 200$ m/s,对应吹风比 M 分别为0.61、1.30、1.99和2.69。其中吹风比

的定义如下:

$$M = \frac{\bar{\rho}_2 \bar{u}_2}{\bar{\rho}_1 \bar{u}_1} \quad (1)$$

式中 $\bar{\rho}$ 和 $\bar{u}$ 表示一段时间内(远大于爆震波旋转周期)的时均密度和时均速度,下标 1 和 2 分别表示燃烧室进口主流和气膜孔的冷气流。

1.2 计算方法及网格无关性验证

本文计算模型仅为揭示气膜与爆震波、斜激波和燃烧室流场的相互影响,不再分析受影响爆震波的胞格结构。文献[24]已经具体给出单步化学反应的网格无关性验证,利用单步化学反应,采用较大尺寸网格模拟爆震波,可避免耗费大量的计算资源,还能得到较为合理的计算结果。在此基础上,针对本文计算模型,进行壁面温度的无关性验证。

图 2 所示为燃烧室外筒壁面 $Z=3 \text{ mm}$ 处的周向平均温度(T)随时间步长(t_s)和网格尺寸(g_s)变化情况。如图所示,当时间步长为 $0.025 \mu\text{s}$ 时,平均温度对 $0.15 \sim 0.4 \text{ mm}$ 之间的网格尺寸敏感度较大;当时间步长为 $0.20 \mu\text{s}$ 时,各网格尺寸下的平均温度相对较高;当时间步长为 $0.1 \mu\text{s}$ 时,网格尺寸的变化对平均温度影响较小,随着网格尺寸的减小,平均温度趋于稳定。

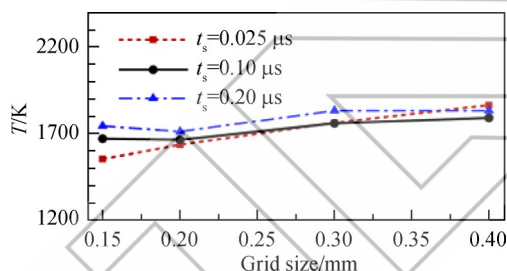


图 2 平均温度随网格尺寸和时间步长的变化

Fig.2 Variation of mean temperature with grid size and time step size

图 3 所示时间步长为 $0.1 \mu\text{s}$ 时,不同网格尺寸下的温度随时间变化情况。如图所示,由于相同当量比下单步不可逆反应的峰值温度偏高^[25],与 CHEMKIN 软件计算得到的 Chapman-Jouguet (C-J) 理论温度 T_{CJ} 误差为 $2.4\% \sim 6.1\%$,但峰值温度对网格尺寸敏感度不高。图中可以看出,随着时间的增加,当网格尺寸为 0.4 mm 时,峰值温度的位置稍有偏移。当网格尺寸小于 0.3 mm 时,其峰值温度的位置基本一致,能较好地捕捉温度的变化规律。因此,在本文的算例中,考虑到计算时间和计算资源,选取时间步长为 $0.1 \mu\text{s}$,气膜孔内

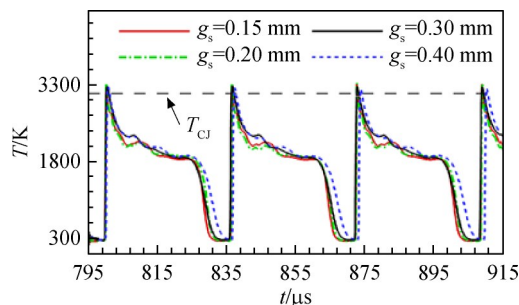


图 3 不同网格尺寸下的温度随时间变化

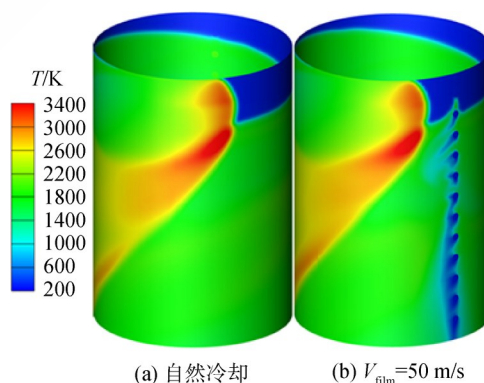
Fig.3 Temperature changes with time under different grid sizes

网格尺寸为 0.1 mm ,气膜孔附近网格尺寸为 0.2 mm ,燃烧室其他区域整体网格尺寸采用 0.3 mm 。

2 结果分析

2.1 受燃烧室流场和爆震波影响的气膜流动特性

图 4 所示为自然冷却和气膜进气速率 $V_{\text{film}} = 50 \text{ m/s}$ 工况下燃烧室外壁面的温度分布云图。尽管气膜进气角度垂直于壁面,但是在燃烧室流场内的高压作用下,气膜能够覆盖于外筒壁面。相较于自然冷却,气膜孔附近壁面温度明显降低,气膜能够在一定程度上对 RDE 燃烧室壁面起到隔热降温效果。

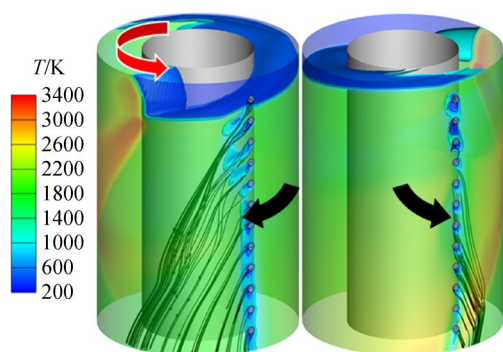


(a) 自然冷却 (b) $V_{\text{film}} = 50 \text{ m/s}$

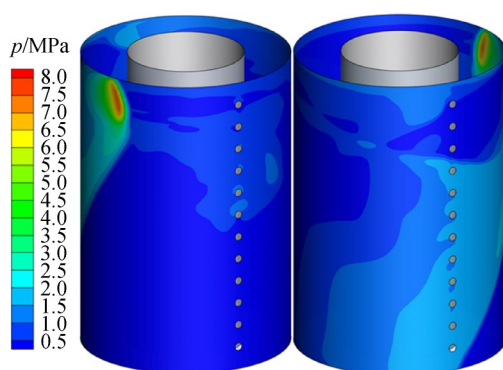
图 4 外筒壁面温度分布

Fig.4 Wall temperature distribution of outer wall

图 5 所示为 $V_{\text{film}} = 50 \text{ m/s}$ 工况下,燃烧室内气膜流线与压力分布云图。气膜在燃烧室内的流动方向并非一直不变,而是随着爆震波的旋转出现周期性的非定常往复运动。爆震波到达气膜孔前,气膜的流动方向与爆震波的传播方向相反,而且贴壁流动的效果较好。在爆震波掠过气膜孔过程中,气膜受爆震波和斜激波的作用,周向方向的流动发生短暂地逆转,爆震波远离后,流动方向又受流场作用恢复到爆震波到来前的状态,如此循



(a) 气膜流线



(b) 压力分布

图5 气膜的流动特性 ($V_{\text{film}}=50 \text{ m/s}$)Fig.5 Flow characteristics of film ($V_{\text{film}}=50 \text{ m/s}$)

环往复。紧贴燃烧室壁面的气膜具有的周向周期性循环摆动特性势必对壁面的温度分布造成很大的影响,这为RDE燃烧室壁面的热防护方案组织提供了参考意义。

在1号孔中心下游 $1.5d_{\text{film}}$ ($Z=4.5 \text{ mm}$) 处取点A;沿爆震波传播方向,在A点周向下游 $1.5d_{\text{film}}$ 处取点B。点A、B的位置如图6所示。

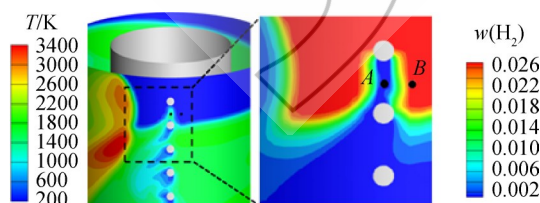


图6 温度和氢气质量分数分布

Fig.6 Temperature and hydrogen mass fraction distribution

图7所示为A、B两点在气膜引入前后的温度 (T_A 、 T_B) 变化,反映了在爆震波高度内的气膜冷却和流动特性。其中 t_1 为开始引入气膜的时刻,记通入冷气后的时间为 $t_{\text{film}} = t - t_1$, $\Delta T_{A,\text{peak}}$ 为温度峰值变化量。 Δt_1 、 Δt_2 和 Δt_3 各表示旋转爆震周

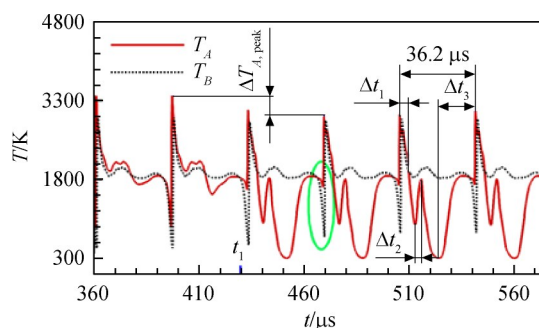
图7 A、B两点的温度变化 ($V_{\text{film}}=50 \text{ m/s}$)

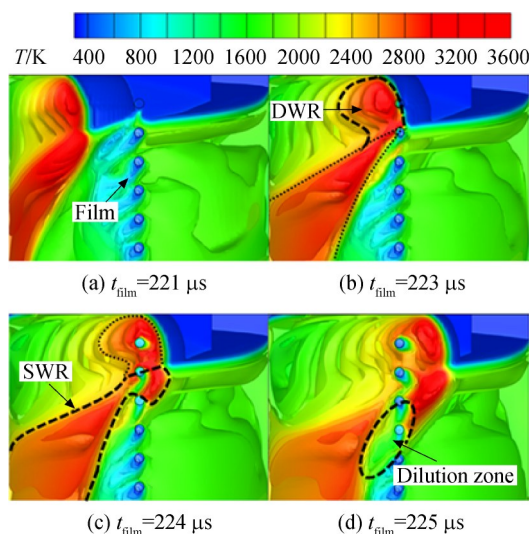
Fig.7 Variations of temperature at A and B

($V_{\text{film}}=50 \text{ m/s}$)

期内的某一时间段。

从图7中可看出,在 $t=t_1$ 前后,爆震波传播速度受到单列气膜孔影响较小,爆震波的旋转周期基本保持在 $36.2 \mu\text{s}$ 左右。当 $t > t_1$ 时,随着冷气进入燃烧室,A点温度开始受到影响,待气膜充分发展后,该点峰值温度降低了 10.39% ,即 $\Delta T_{A,\text{peak}}=350 \text{ K}$ 。由于1号气膜孔冷气无法流动到B点,该处没有气膜冷却作用,处于同一轴向高度的B点可作为A点的参考点。

通过 T_A 与 T_B 曲线交点和 T_A 的极值点确定该位置气膜在一个周期内的流动规律。其中 Δt_1 为气膜受爆震波影响阶段,在这段时间内气膜被爆震波快速压缩(如图8所示),其冷却作用有限; Δt_2 阶段气膜流动方向与爆震波传播方向相同,此时被排挤的气膜已经重新形成,但无法立刻覆盖周围壁面; Δt_3 阶段气膜回摆,流动方向与爆震波

图8 温度分布 ($V_{\text{film}}=50 \text{ m/s}$)Fig.8 Temperature distribution ($V_{\text{film}}=50 \text{ m/s}$)

传播方向相反。上述 3 个阶段是气膜在爆震波影响下,表现出来较明显的非定常特性,各阶段时间约占爆震波旋转周期的 13.8%、8.3% 和 41.7%,而其他时间为气膜沿轴向方向的流动阶段。图中椭圆形标注显示, T_A 变化较小而 T_B 有明显波谷,这是由于在爆震波到达前(如图 6 所示),低温预混气已经达到 B 处,所以 T_B 显著下降。而 A 点受气膜冷流的影响,燃气、预混气和冷气强烈掺混,温度变化较小。

2.2 气膜与爆震波、斜激波的相互作用

根据以上所述,气膜在燃烧室内存在较为复杂的周向和轴向流动特性,通过气膜在燃烧室流场的温度等值面分布,探究气膜的周向换热特性,如图 8 所示。图中气膜孔从上而下的顺序为 1~6,爆震波接触 1、2 号气膜孔时($t_{\text{film}}=224 \mu\text{s}$),尽管预混气分布受气膜影响(图 6),但爆震波的强度较高,反应物充足,爆震波及其波后高温燃气区域(detonation wave region, DWR)的结构改变程度较小,单列气膜对爆震波的短暂影响几乎可以忽略;先前的气膜被爆震波压缩和掺混后,通过孔流出的冷气无法立刻形成连续气膜,造成气膜“断流”现象,该阶段即对应图 7 中的 Δt_1 。随着爆震波的逐渐远离,冷气的正常出流恢复,并与周围燃气进行冷却掺混。

斜激波接触 3、4 号气膜孔过程中,斜激波及其波后高温燃气区域(shock wave region, SWR)没有反应物的支持,其受冷气的影响相对较大,贴近壁面的波后高温区被气膜掺混、冷却。在斜激波通过该列气膜孔的过程中,波后的高温燃气被“分割”,出现局部低温掺混区(dilution zone)。

图 9 为不同气膜进气速率下,爆震波掠过气膜孔时,燃烧室头部流场的温度等值面分布。如图所示,垂直进气情况下,随着气膜进气速率的增大,冷气对爆震波区的影响保持不变。而在斜激波区,随着吹风比增大,气膜向主流穿透更深,贴壁效果变差,导致壁面附近的波后高温区反而没有被完全分割,2、3 和 4 号孔附近壁面高温区反而扩大。

为了显示斜激波达到气膜孔前后的影响,在 $Z=22 \text{ mm}$ 处(即 7 号孔下游)取一截面。该位置的温度、压力(p)分布如图 10 所示,气膜速率越大,冷气穿过波后高温区的距离越深,冷气影响范围也越广。从压力分布来看,斜激波内部的压力变化相对温度变化程度不明显,由此可见气膜对

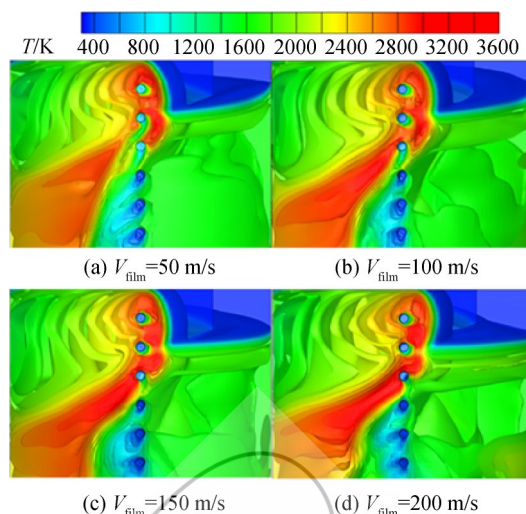


图 9 爆震波经过孔时的温度分布
Fig.9 Temperature distribution of detonation wave passes the hole

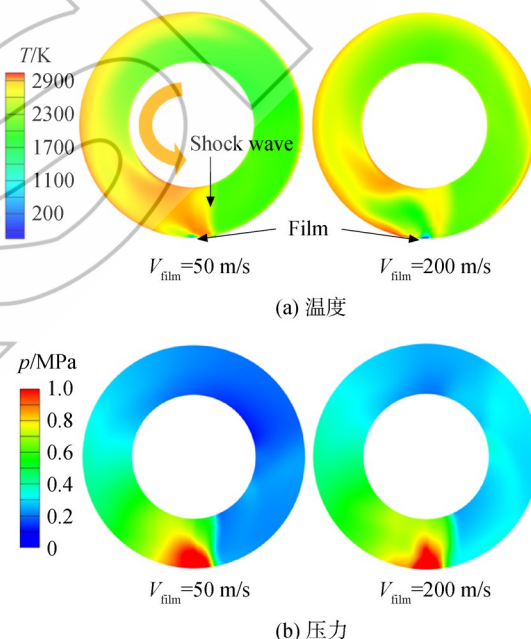


图 10 温度和压力分布($Z=22 \text{ m}$)
Fig.10 Temperature and pressure distribution ($Z=22 \text{ m}$)

斜激波的影响主要集中在激波后的温度分布。

图 11 为不同时刻,过气膜孔中心剖面的流场矢量分布。过气膜孔中心剖面,可分析冷气的轴向流动特性。如图所示,爆震波到达孔前($t_{\text{film}}=216 \mu\text{s}$),整个燃烧室内流场温度较低,冷气的出流受预混气和高速流场的作用,气膜贴壁效果较好;爆震波经过孔时($222\sim 223 \mu\text{s}$),气膜孔附近流场温度和压力骤升,冷气无法覆盖孔周围的壁面。231 μs 后,该处流场逐渐恢复到爆震波到达前的状态,冷气恢复正常流动状态,壁面附近的燃

气受掺混作用明显,温度较低。爆震波的持续传播使得气膜对燃气的掺混冷却特性呈现一定的周期性。

图12为爆震波经过孔时刻,过气膜孔中心剖面的流场矢量分布。由于1号孔处于爆震波高度

内,这使得1号孔受到的反压作用明显高于2号孔及其他位置,如图12(b)所示。随着气膜进气速度的增大,爆震波高度以外的出流冷气,穿透深度增加,此时的气膜不能较好地覆盖下游壁面。

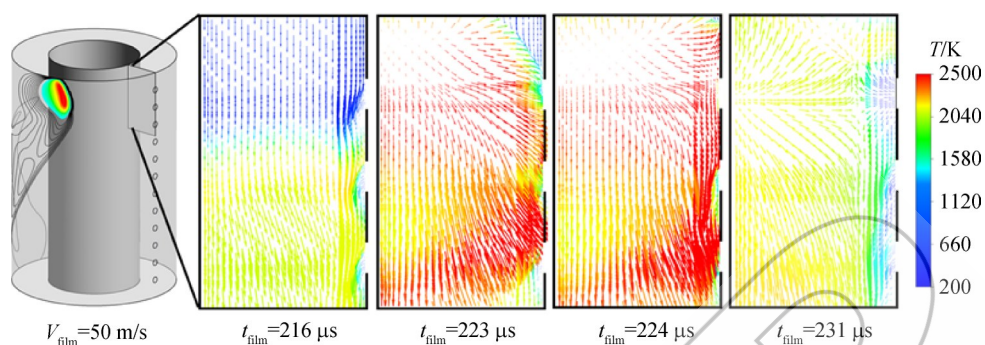
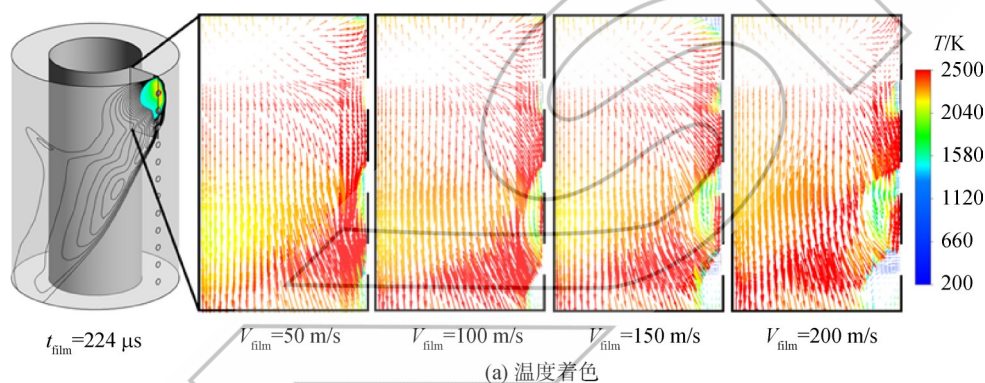
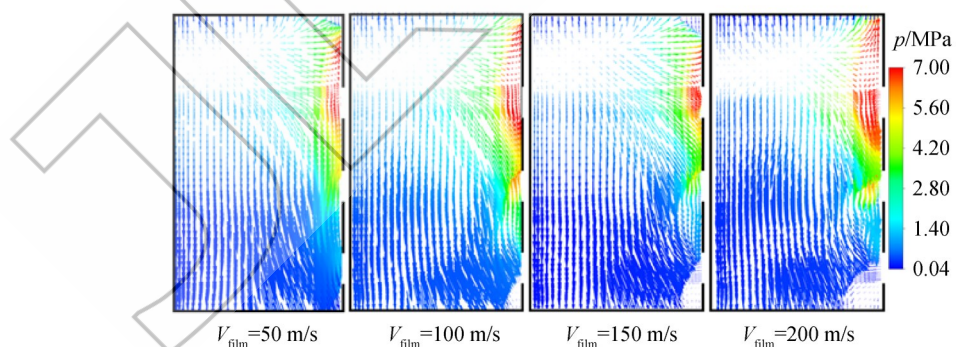


图11 不同时刻的流场矢量分布(温度着色)

Fig.11 Flow field vector distribution at different moments (colored by temperature)



(a) 温度着色



(b) 压力着色

图12 不同气膜进气速度的流场矢量分布

Fig.12 Flow field vector distribution of different film inlet velocities

2.3 气膜出流对壁面温度分布的影响

图13为气膜孔附近的局部平均壁温示意图。以 $P/d=S/d=3$ 的密集型排布为基准,确定单列气膜孔计算局部平均壁温的区域:以气膜孔为中心,取周向弧长和轴向边长均为 $3d_{\text{film}}$ 的弧面作为计算气膜局部平均温度的区域。

$$\bar{T}_{\text{film}} = \frac{\int T_{\text{film}} dA}{\int dA} \quad (2)$$

$$\bar{T}_{\text{film,peak}} = \max \{ \bar{T}_{\text{film}}(t) | t_1 \leq t \leq t_2 \} \quad (3)$$

$$\bar{T}_{\text{film,ave}} = \frac{\int_{t_1}^{t_2} \bar{T}_{\text{film}}(t) dt}{t_2 - t_1} \quad (4)$$

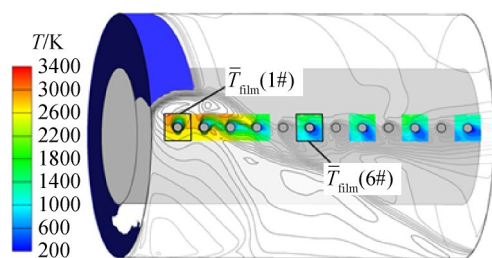


图 13 局部平均壁温示意图

Fig.13 Schematic diagram of local average wall temperature

其中 T_{film} 为气膜孔附近壁温, $\bar{T}_{\text{film}}$ 为局部平均壁温。 $\bar{T}_{\text{film,peak}}$ 为一段时间内的峰值壁温, $\bar{T}_{\text{film,t-ave}}$ 为时间平均的局部平均壁温, 本文以一个爆震波传播周期为间隔, 计算峰值和时均壁温。 A 为计算单元面面积。

图 14 为 $V_{\text{film}}=50$ m/s 工况, 爆震区和斜激波区的局部平均壁温 $\bar{T}_{\text{film}}$ 随时间的变化。如图所示, 根据壁面温度的幅值和变化情况, 可将壁面分为不同区域; 其中 1~4 号孔位于爆震波影响的壁面区域, 虽然存在气膜冷却的作用, 但壁温变化幅度仍然较大, 峰值壁温 $\bar{T}_{\text{film,peak}}$ 能够达到 2 400~2 800 K, 该区域的壁面为爆震区 (detonation region); 5~12 号孔处于斜激波影响的壁面区域, 其峰值壁温在 1 500~2 000 K 之间, 该区域的壁面为斜激波区 (shock wave region)。由于同一时刻爆震波与斜激波在传播时存在相位差, 爆震波先于斜激波接触到气膜孔, 因此 1~4 号峰值温度的出现早于 5~12 号孔, 且孔位置越靠后峰值温度出现越迟, 峰值温度也越小。

通过对比发现, 1 号孔附近的峰值壁温较自然冷却时降低了 250~300 K。此外由于 1 号孔位置处于预混气高度内, 当爆震波远离后, 低温预混气的喷注使该处壁温下降, 但由于气膜孔流出的气膜对预混气存在轴向阻挡、气膜与高温燃气的掺混等, 导致 1 号孔附近掺混温度高于预混气温度。这使得在气膜冷却工况旋转周期后段, 其峰值壁温的下降速度慢于自然冷却工况, 但结合图 15, 气膜冷却工况的时均壁温仍然低于自然冷却工况。处于斜激波区的气膜受到激波的影响小, 气膜流动能够充分地发展, 壁温有明显下降且波动幅度较小, 斜激波区的冷却效果明显。

图 15 为不同工况, 峰值壁温 $\bar{T}_{\text{film,peak}}$ 在轴向的分布情况。与图 9 和图 12 所示相同, 1 号孔受爆震波影响最大, 且 $\bar{T}_{\text{film,peak}}$ 基本不随气膜进气速率改变而改变。随着轴向距离的增大, 气膜出流受

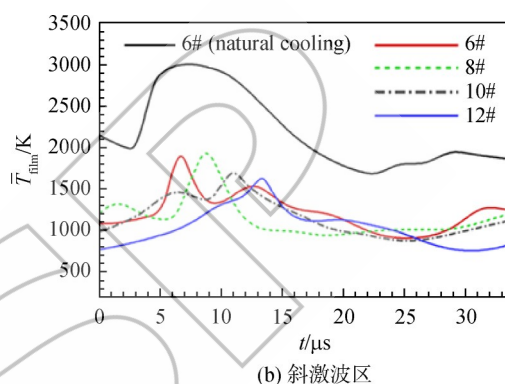
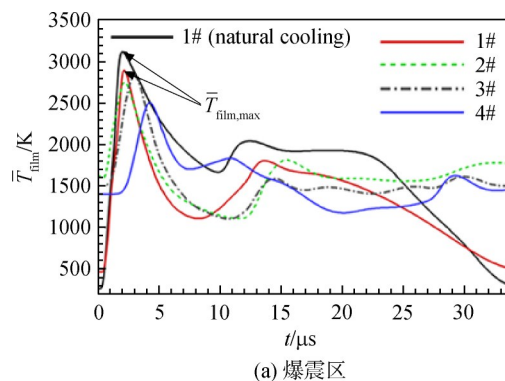
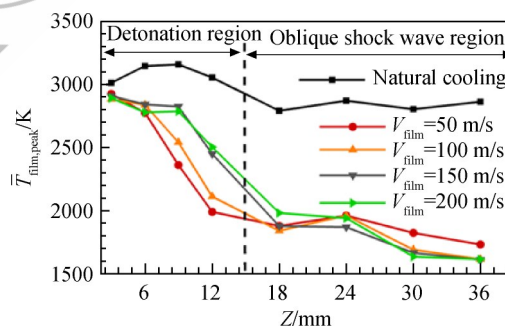
图 14 局部平均壁温的变化 ($V_{\text{film}}=50$ m/s)Fig.14 Variations of local average wall temperature ($V_{\text{film}}=50$ m/s)

图 15 峰值温度的轴向分布

Fig.15 Axial distribution of peak temperature

爆震波的影响减小, $\bar{T}_{\text{film,peak}}$ 开始显著下降; 在爆震区, $V_{\text{film}}=50$ m/s 工况下降较明显, 并且随着气膜速率的增大, 骤降点延后。这是由于随着气膜速率提高, 冷气穿透深度增大, 气膜出流不能立刻贴壁, 使得爆震区后段出现较高的峰值温度; 在斜激波区, 气膜冷却效果较好, $\bar{T}_{\text{film,peak}}$ 降幅为 32.5%~43.8%, 效果显著。这是由于从斜激区内出流的冷气, 能够保持较为连续的气膜流动。整体来看, $V_{\text{film}}=100$ m/s 的工况下爆震区和斜激波区的温度表现比较均衡, 综合冷却效果较好。

图16为 $V_{\text{film}}=50\text{ m/s}$ 和 $V_{\text{film}}=150\text{ m/s}$ 工况,不同时刻的斜激波分别经过第4、5、6号孔($Z=10\sim 20\text{ mm}$)的壁面温度分布。该位置为爆震区与斜激波区之间的过渡部分,温度变化较为剧烈。如图所示,当斜激波经过4号孔时, $V_{\text{film}}=50\text{ m/s}$ 工况下气膜的覆盖效果较好,局部高温区域相对较少,其峰值温度较低;当斜激波经过5、6号孔时,图中的两个工况的局部温度分布基本一致,这与图15中峰值温度的分布规律是吻合的。

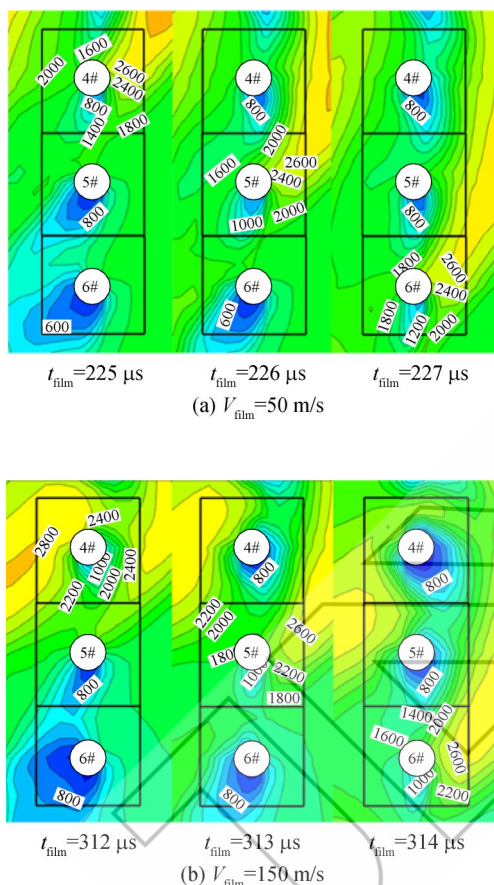


图16 4~6号孔的局部壁温分布(单位:K)

Fig.16 Local wall temperature distribution for holes 4~6 (unit:K)

图17为不同工况下,时均壁温 $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 在轴向的分布情况。如图所示,自然冷却工况的时均温度随轴向距离增加而逐渐上升,到 $Z=24\text{ mm}$ 处达到最大 $2\,380\text{ K}$,随后略有下降,但整体温度仍然很高。

引入气膜冷气后, $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 变化明显,对于所有工况,由于预混气的冷却作用, $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 在燃烧室头部较低;在临近下游区域受爆震波的影响, $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 仍然有一定程度的上升,而后随轴向距离

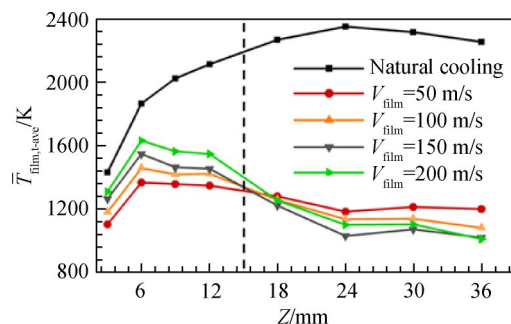


图17 时均温度的轴向分布

Fig.17 Axial distribution of time average temperature

增加而逐渐降低,整体下降到 $1\,600\text{ K}$ 以下,最低达到 $1\,032\text{ K}$ 。当 $Z<15\text{ mm}$ 时,较大气膜进气速率使得 $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 进一步上升,这与上述峰值温度的分布规律基本相似,不同点在于当 $Z=6\text{ mm}$ 时,各工况的 $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 有明显差别,而峰值温度则较为一致,这是因为该处是爆震区中反应释放热量最大的位置,不同工况的冷却能力会被一定程度放大,其中 $V_{\text{film}}=200\text{ m/s}$ 工况的时均温度则高达 $1\,630\text{ K}$;而 $V_{\text{film}}=50\text{ m/s}$ 工况的时均温度低于 $1\,366\text{ K}$,降幅超过 26.9% ,差异明显。当 $Z>15\text{ mm}$ 时,随着燃气进一步膨胀,当地主流动量增大,较大气膜速率能够保证一定的当地吹风比,使得 $\bar{T}_{\text{film},\text{t-ave}}$ 较低,具有较好的冷却效果,其中 $V_{\text{film}}=150, 200\text{ m/s}$ 工况的时均温度低于 $1\,100\text{ K}$,降幅超过 51.3% 。

通过分析可以看出,燃烧室头部采用较低的气膜进气速率、较小吹风比(如 $M=0.61$),能够减小气膜对爆震波影响,同时还能获得最佳的壁面冷却效果,壁面整体时均温度低于 $1\,368\text{ K}$,降幅超过 26.9% 。斜激波区随着冷气量的增大,壁面受到的冷却作用显著,壁面峰值温度能够下降到 $2\,000\text{ K}$,时均温度低于 $1\,100\text{ K}$ 。

3 结 论

本文对基于气膜冷却的旋转爆震燃烧室进行初步的数值研究,保证燃烧室进口流量不变情况下,获得了不同时刻、不同气膜出流工况的流场与温度场分布。得到的结论如下:

1) 在单列轴向气膜孔冷却模型中,由于冷气的流量较小,气膜对预混气当量比的影响范围小、持续时间短,爆震波受到削弱作用不大,气膜对爆震波的整体传播特性影响较小。

2) 受燃烧室内部流场和爆震波的影响,气膜出流存在周期性的摆动情况。摆动状态下的时间

占爆震传播周期的 63.8%,在一定程度上影响了壁面的冷却效果。

3) 爆震波掠过气膜孔时,冷气出流暂时受阻,壁面峰值壁温无法有效降低。在低吹风比工况下,爆震区内的气膜贴壁效果较好,冷却效果较为突出,时均温度降幅超过 26.9%。

4) 斜激波掠过气膜孔时,冷气能够持续流动,壁温下降明显。并且随着冷气量的增加,壁面温度降幅超过 51.3%,气膜对斜激波区的冷却效果明显。

参考文献:

- [1] 宫继双,范育新,王家骅,等.爆震管壁面热负荷实验[J].航空动力学报,2009,24(9):1952-1958.
GONG Jishuang, FAN Yuxin, WANG Jiahua, et al. Experimental study on heat load of detonation tube [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9):1952-1958. (in Chinese)
- [2] 黄希桥,李洋,熊月飞,等.脉冲爆震发动机爆震管壁换热及冷却的实验[J].航空动力学报,2014,29(12):2817-2823.
HUANG Xiqiao, LI Yang, XIONG Yuefei, et al. Experiment on heat exchange and cooling of pulse detonation engine detonation tube wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12):2817-2823. (in Chinese)
- [3] 刘世杰,林志勇,覃慧,等.连续旋转爆震波发动机研究进展[J].飞航导弹,2010(2):70-75,79.
LIU Shijie, LIN Zhiyong, QIN Hui, et al. Research progress of continuous rotating detonation wave engine[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(2):70-75, 79. (in Chinese)
- [4] 秦亚欣.脉冲爆震发动机和旋转爆震发动机发展研究[J].航空动力,2018(5):7-11.
QIN Yaxin. The development of pulse detonation engine and rotating detonation engine[J]. Aerospace Power, 2018(5):7-11. (in Chinese)
- [5] 吴亚东,朱广生,蒋平,等.先进的热防护方法及在飞行器的应用前景初探[J].宇航总体技术,2017,1(1):60-65.
WU Yadong, ZHU Guangsheng, JIANG Ping, et al. Advanced thermal protection methods and applications in future vehicles [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(1):60-65. (in Chinese)
- [6] 刘传.旋转爆震发动机燃烧与传热特性研究[D].南京:南京理工大学,2018.
LIU Chuan. Study on combustion and heat transfer characteristics of rotating detonation engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018. (in Chinese)
- [7] 任加万,谭永华.冲压发动机燃烧室热防护技术[J].火箭推进,2006(4):38-42,47.
REN Jiawan, TAN Yonghua. Thermal protection technique of ramjet combustor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006(4): 38-42, 47. (in Chinese)
- [8] 张靖周,李永康,谭晓茗,等.阵列射流冲击冷却局部对流换热特性的数值计算与实验研究[J].航空学报,2004,25(4): 339-342.
ZHANG Jingzhou, LI Yongkang, TAN Xiaoming, et al. Numerical computation and experimental examination on local convective heat transfer for jet array impingement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(4):339-342. (in Chinese)
- [9] AJMANI K, BREISACHER K J. Multi-cycle analysis of an ejector-cooled pulse detonation device[R]. AIAA 2004-3915, 2004.
- [10] 王杏涛,张靖周,谭晓茗.脉冲爆震燃烧室管壁冲击冷却效果的数值研究[J].航空动力学报,2011,26(11):2515-2521.
WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Numerical simulation on impingement cooling characteristics of pulsed detonation tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11):2515-2521. (in Chinese)
- [11] 郜阿朋.旋转爆震发动机燃烧室性能与壁面换热的数值研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.
GAO Apeng. Numerical study on performance and wall heat transfer of rotating detonation engine combustion chamber [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [12] 章思龙,秦江,周伟星,等.高超声速推进再生冷却研究综述[J].推进技术,2018,39(10):2177-2190.
ZHANG Silong, QIN Jiang, ZHOU Weixing, et al. Review on regenerative cooling technology of hypersonic propulsion [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10):2177-2190. (in Chinese)
- [13] 涂洪妍,范玮,范珍滢,等.基于主动冷却的脉冲爆震火箭发动机燃油加温实验研究[J].航空工程进展,2010,1(1): 95-98.
TU Hongyan, FAN Wei, FAN Zhencen, et al. The experiment of fuel-heating based on active cooling in pulse detonation rocket engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1):95-98. (in Chinese)
- [14] 朱旭东,范玮,范珍滢,等.燃油温度对脉冲爆震火箭发动机比冲影响的实验研究[J].西北工业大学学报,2011, 29(6):955-959.
ZHU Xudong, FAN Wei, FAN Zhencen, et al. Experimental research on the influence of fuel temperature on the specific impulse of pulse detonation rocket engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(6): 955-959. (in Chinese)
- [15] 谢婕,张靖周,谭晓茗,等.气膜孔内部对流换热的数值研究[J].航空动力学报,2010,25(11):2507-2513.
XIE Jie, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming, et al. Numerical simulation of convective heat transfer inside film cooling hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2507-2513. (in Chinese)
- [16] 李佳,任静,蒋洪德.燃气轮机高温叶片气膜冷却系统的研究进展[J].热力透平,2010,39(1):6-11.
LI Jia, REN Jing, JIANG Hongde. Research progress of gas turbine high temperature blade film cooling system[J]. Thermal Turbine, 2010, 39(1):6-11. (in Chinese)

- [17] 吴志娟. 燃烧室火焰筒壁面冷却特性的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
WU Zhijuan. Investigation on cooling characteristics of combustor flame tube wall[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [18] 任加万, 谭永华. 燃烧室缝槽气膜冷却方案研究[J]. 火箭推进, 2007(6): 28-33.
REN Jiawan, TAN Yonghua. Investigation on the structure scheme of slot air film cooling combustion chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007(6): 28-33. (in Chinese)
- [19] 谭晓茗, 张靖周. 脉冲爆震发动机燃烧室冷却技术[C]//中国工程热物理学会传热传质学学术会议论文集. 山东 青岛: 中国工程热物理学会, 2009: 1-5.
- [20] 周勇, 赵晓路, 徐建中. 非定常激波对气膜冷却影响的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(6): 933-935.
ZHOU Yong, ZHAO Xiaolu, XU Jianzhong. Numerical simulation of the unsteady effect of upstream shocks on film cooling in a 1+1/2 turbine stage[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(6): 933-935. (in Chinese)
- [21] AJMANI K, BREISACHER K, GHOSN L, et al. Numerical and experimental studies of a film cooled pulsed detonation tube[R]. AIAA 2005-3509, 2005.
- [22] 谭晓茗, 王杏涛, 张靖周. PDE管壁气膜冷却非定常流动换热特性数值模拟[C]//中国工程热物理学会传热传质学学术会议论文集. 上海: 中国工程热物理学会, 2010: 1-8.
- [23] 李建中, 张靖周, 王家骅, 等. 爆震波作用下气膜冷却非定常流动特性[C]//中国工程热物理学会传热传质学学术会议论文集. 山东 青岛: 中国工程热物理学会, 2009: 1-6.
- [24] 刘世杰. 连续旋转爆震波结构、传播模态及自持机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
LIU Shijie. Investigation on the structure, rotating mode and lasting mechanism of continuous rotating detonation wave[D]. Changsha: National University of defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [25] 熊姤, 严传俊, 邱华. 不同化学反应机理对爆震波模拟的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2008(4): 355-360.
XIONG Cha, YAN Chuanjun, QIU Hua. Effect of different chemical mechanisms on simulation of detonation waves[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2008(4): 355-360. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)