

高温高压进口下甲烷/氧气旋转爆震燃烧室 增压特性与流场分析 *

孙志鹏, 黄 玥, 栾振业, 高思佳, 尤延铎

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102)

摘 要: 为建立旋转爆震增压比与发动机性能分析模型, 推导了不同来流条件下旋转爆震燃烧室的增压比与推进性能, 采用二维粘性非定常反应 N-S 方程对不同来流条件下的旋转爆震燃烧室流动特性进行数值模拟, 获得高温高压来流条件下爆震波稳定传播与增压特性。理论分析表明, 燃烧室的增压比由进口总温、燃烧室升温、波前反应物绝对马赫数确定, 当进气压力给定时, 单位推力也由这三个参数确定。数值模拟验证了理论分析推导的增压特性, 得出高温高压来流条件下旋转爆震波起爆与稳定传播详细流场结构; 在喷注压力一定时, 爆震波波前绝对马赫数随进口总温升高而缓慢降低; 燃烧室出口总温几乎恒定, 即燃烧室增压比和推力性能主要受进口总温的影响。当进气总温提高时, 燃料质量流量逐渐下降, 爆震波强度下降显著, 增压比和单位推力呈现对数下降趋势。

关键词: 旋转爆震燃烧室; 理论分析; 数值模拟; 压力增益; 推力

中图分类号: V239 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210751-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210751

Pressurization Characteristics and Flow Field Analysis of Methane/Oxygen Rotating Detonation Combustor at High Temperature and High Pressure Inlets

SUN Zhi-peng, HUANG Yue, LUAN Zhen-ye, GAO Si-jia, YOU Yan-cheng

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, China)

Abstract: In order to establish an analysis model of rotating detonation pressurization ratio and engine performance, and analyze the pressurization ratio and propulsion performance of rotating detonation combustor under different flow conditions, the flow characteristics of a rotating detonation combustor under different incoming flow conditions were simulated by using the Navier-Stokes equation of two-dimensional viscous unsteady reaction, and the stable propagation and pressurization characteristics of detonation wave under high incoming flow temperature and pressure were obtained. Theoretical analysis shows that the pressurization ratio of the combustor is determined by the total inlet temperature, the temperature rise of the combustor and the absolute Mach number of the wavefront reactants. When the inlet pressure is given, the unit thrust is also determined by these three parameters. Numerical simulation verifies the pressurization characteristics obtained from theoretical analysis, and ob-

* 收稿日期: 2021-10-26; 修订日期: 2022-03-24。

基金项目: 国家自然科学基金 (51876182; 11972331)。

作者简介: 孙志鹏, 硕士生, 研究领域为旋转爆震。

通讯作者: 黄 玥, 博士, 教授, 研究领域为组合发动机与新型推进燃烧技术、爆震理论等。

引用格式: 孙志鹏, 黄 玥, 栾振业, 等. 高温高压进口下甲烷/氧气旋转爆震燃烧室增压特性与流场分析[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210751. (SUN Zhi-peng, HUANG Yue, LUAN Zhen-ye, et al. Pressurization Characteristics and Flow Field Analysis of Methane/Oxygen Rotating Detonation Combustor at High Temperature and High Pressure Inlets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 210751.)

tains the detailed flow field structure of initiation and stable propagation of rotating detonation wave under high temperature and high pressure flow conditions. When the injection pressure is constant, the absolute Mach number in front of detonation wave decreases slowly with little change as the total inlet temperature rises, and the total outlet temperature of combustion chamber is almost constant, that is, the pressurization ratio and thrust performance of combustion chamber are mainly affected by the total inlet temperature. When the total inlet temperature increases, the fuel mass flow decreases gradually, the detonation wave intensity decreases significantly, and the pressurization ratio and unit thrust decrease logarithmically.

Key words: Rotating detonation combustor; Theoretical analysis; Numerical simulation; Pressure gain; Thrust

1 引言

旋转爆震发动机(Rotating Detonation Engine, RDE)在过去几年中受到越来越多的关注,由于爆震燃烧过程近似于等容燃烧过程,与基于传统等压燃烧过程的燃气轮机相比,爆震波使得下游的气流总压有提升,因而具有更高的热力学效率和比冲,目前对于爆震发动机流动方向的总压提升存在较多的争议,因此,开展爆震波增压特性的研究对认识旋转爆震发动机的性能具有至关重要的作用。

在旋转爆震燃烧室(Rotating Detonation Combustor, RDC)内,旋转爆震波连续地沿着环形燃烧室螺旋传播,使得燃烧室总压升高,旋转爆震被认为是一种增压燃烧方式^[1]。Fotia等^[2]根据流场物理量推导出滞止压力,通过质量流函数分析,结合带喷嘴RDE的实验数据,得到RDC滞止压力增益为正。文献[3]讨论了高保真数值模拟及其对基于爆震压力增益燃烧装置的研究和发展的影响,并探讨了将高保真建模和模拟工作扩展到包括非混合喷射、混合和爆炸所涉及的问题。Paxson^[4]采用简单的全局热力学关系来确定一个爆震管时均燃烧后的状态参数,并结合数值模拟得到爆震管填充与排气循环连续的流场特性,建立了一种一维考虑时间变化的分析方法,可用于这种非定常特征的燃气轮机爆震增压燃烧室增压比特性的计算;这种方法也可用于分析来流为增压燃烧室不均匀流场的涡轮平均功率的提取^[5];考虑了增压燃烧周期性不稳定性的影响,最终形成了一种增压燃烧热力学循环分析计算方法^[6]。Zheng等^[7]利用二维可压缩欧拉方程对正庚烷-空气旋转爆震燃烧室进行了数值研究,从熵和吉布斯自由能变化的角度对比了燃气轮机燃烧过程、等压燃烧过程、旋转爆震燃烧过程和等容燃烧过程的差异,并分析了轴向尺寸对燃烧室增压特性的影响。

RDE的压力增益和推力性能正确评估受到了广

泛关注,Tsuboi等^[8]进行了二维(2D)和三维(3D)数值模拟,以确定RDE参数和尺寸对推力性能的影响,发现燃烧室腔室深度对RDE单位推力的影响很小;低质量流量下单位推力不受燃烧室尺度的影响,高质量流量下,小尺度燃烧室的单位推力会偏高。Yi等^[9]研究结果指出燃料喷射条件、燃烧室长度和爆震波波数对RDE推力和比冲的影响,发动机性能随喷射总压和面积比的增大而增大,而轴向腔长度和爆震波数对发动机性能的影响不显著。Qi等^[10]对燃气轮机爆震循环进行了一系列二维数值模拟,研究了压力增益的变化,在计算工况中,旋转爆震燃烧室增压比大于1.37。Zhang等^[11]通过一维和二维的理论分析指出稳定传播的爆震波的总压比取决于新鲜反应物的绝对马赫数和爆震波的相对马赫数,并建立了等效膨胀模型,能够有效预测RDE的总压增益以及其他推进性能参数。Kaemming等^[12]提出了一种压力增益燃烧装置中压力增益的推导方法,并将其应用于旋转爆震发动机试验推力工程估算。

在燃气轮机中,气流通过高压涡轮工作后,压力迅速降低,温度也有所下降,在进行二次补燃时,利用旋转爆震燃烧可成为解决低压条件下传统等压燃烧热效率低、油耗高问题的一个方案。旋转爆震燃烧室可作为二次燃烧装置,即要面临高循环参数的苛刻来流条件,所以需要对高温高压来流条件的旋转爆震燃烧室的流动和增压特性进行研究。甲烷是一种可用于燃气轮机的理想工业燃料,文献[9]中以甲烷为燃料,考虑温度对比热容的影响,建立了旋转爆震燃气轮机的热力循环模型。以甲烷/氧气为反应物在高温高压下的爆震增压特性目前研究尚不完整,所以有必要进行探索。本文理论分析了高温高压来流条件下旋转爆震燃烧室的增压比与推进性能,并与二维直接数值模拟结果进行了对比;此外也对高温高压来流条件下二维旋转爆震燃烧流动特性进行了详细分析。

2 方法

2.1 一维理论分析

本文的重点是通过理论分析判断在给定物理模型的情况下,影响高温高压甲烷氧气旋转爆震燃烧室性能的主要热力学参数以及变化规律,并以高温高压进口条件,对甲烷氧气进行了二维数值模拟,得到甲烷氧气旋转爆震的基本特性,燃烧室压力增益与推力性能等,并与理论分析结果进行对比,本节给出了一维分析模型。

理想旋转爆震燃烧室进出口参数分别用下标 1, 2 表示,滞止参数下标添加 0。在随爆震波运动的相对参考系下的参数加下标 ref,在实验室地面绝对坐标系下的参数加下标 abs,比热比为 γ , ΔT 为燃烧室升温。根据 CJ 爆震波的定义^[13]求出

$$T_{0b_ref} = T_1 \frac{(1 + \gamma Ma_{CJ}^2)^2}{2(1 + \gamma) Ma_{CJ}^2} \quad (1)$$

根据能量守恒,爆震波波后总温还可写为

$$T_{0b_ref} = T_1 \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} Ma_{CJ}^2 \right] + \Delta T \quad (2)$$

联立两式可得

$$Ma_{CJ}^2 = \left[1 + \frac{\Delta T}{T_1} (1 + \gamma) \right] + \sqrt{\left[1 + \frac{\Delta T}{T_1} (1 + \gamma) \right]^2 - 1} \quad (3)$$

由总温与静温关系得

$$T_0 = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_{1_abs}^2 \right) \quad (4)$$

$$Ma_{CJ}^2 = 1 + (\gamma + 1) \frac{\Delta T}{T_{01_abs}} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_{1_abs}^2 \right] + \sqrt{\left\{ 1 + (\gamma + 1) \frac{\Delta T}{T_{01_abs}} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_{1_abs}^2 \right] \right\}^2 - 1} \quad (5)$$

可知假设比热不变的情况下,爆震波马赫数仅受爆前反应物的绝对马赫数 Ma_{1_abs} , 燃烧温升 ΔT 与进口总温 T_{01_abs} 之比的影响。

在理想旋转爆震燃烧室中,爆震波波后的流动视为等熵流动,故燃烧室出口总温总压等于爆震波后总温总压,即

$$\begin{aligned} T_{02_ref} = T_{0b_ref} &= T_1 \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} Ma_{CJ}^2 \right] + \Delta T \\ p_{02_ref} = p_{0b_ref} &= p_1 \left(\frac{1 + \gamma Ma_{CJ}^2}{\gamma + 1} \right) \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{aligned} \quad (6)$$

燃烧室出口静参数不会随坐标系变换而变化,故根据这一关系可以将相对坐标系下的总温总压换算成地面坐标系下的总温总压

$$\begin{aligned} p_2 &= \frac{p_{02_abs}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} Ma_{2_abs}^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} = \frac{p_{02_ref}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} Ma_{2_ref}^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \\ T_2 &= \frac{T_{02_abs}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} Ma_{2_abs}^2 \right]} = \frac{T_{02_ref}}{\left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} Ma_{2_ref}^2 \right]} \end{aligned} \quad (7)$$

并得到总压比 π

$$p_{02_abs} = p_{02_ref} \left(\frac{T_{02_abs}}{T_{02_ref}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \pi &= \frac{p_{02_abs}}{p_{01_abs}} = (1 + \gamma Ma_{CJ}^2)(\gamma + 1)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \cdot \\ &\quad \left(\frac{1 + \frac{\Delta T}{T_{01_abs}}}{\left[2 + (\gamma - 1) Ma_{CJ}^2 \right] + \frac{\Delta T}{T_{01_abs}} \left[2 + (\gamma - 1) Ma_{1_abs}^2 \right]} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{aligned} \quad (9)$$

由此可知总压比与 CJ 马赫数、温升以及进口总温之比有关,并由前述分析 π 可列为

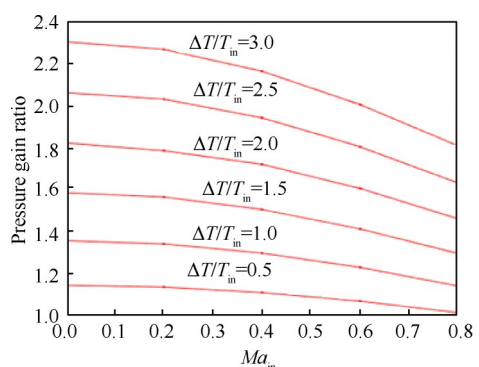
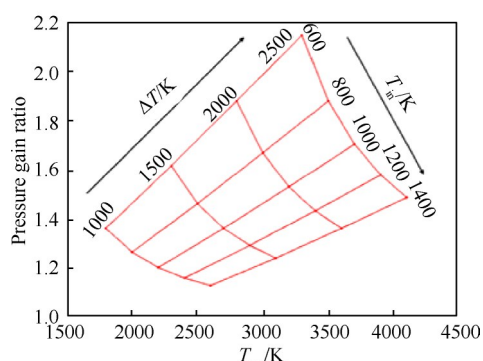
$$\pi = f(Ma_{1_abs}, \frac{\Delta T}{T_{01_abs}}) \quad (10)$$

文献[11]中提出的增压模型,作者指出爆震波引起的压力变化来自两个部分,一部分来自激波阵面上的总压变化,另一部分来自化学反应区上的总压变化。作者采用定比热方法依次得到了激波前后、化学反应区前后气流的总压比,最终得到爆震波引起的总压比主要取决于两个参数:爆震波相对马赫数以及波前反应物绝对马赫数。在爆震波马赫数越高时,总压比越可观。并且爆震波马赫数很大程度上由新鲜反应物及其化学成分的热力学状态决定,在爆震波马赫数给定时,存在最佳的反应物马赫数使得增压比最高。

通过前面的推导,可以知道爆震波相对马赫数受爆前反应物的绝对马赫数、燃烧室温升与进口总温之比的影响。图 1(a)给出了理论分析下 RDE 增压比随 Ma_{in} 与 $\Delta T/T_{in}$ 的变化曲线,可以看出在已给定的 $\Delta T/T_{in}$ 条件下, Ma_{in} 对增压比的影响较小,尤其在 Ma_{in} 低于 0.6 时,增压比几乎不受 Ma_{in} 的影响,所以又在给定 $Ma_{in}=0.5$ 的情况下,绘制了增压比随进口总温 T_{in} 和温升 ΔT 的变化曲线如图 1(b)。可以看出在进口温度降低,燃烧室温升提高时,燃烧室的理论增压比会提高。

给定出口环境压力 p_a , 利用出口总压和轴向流动速度可以估算单位燃料质量流量推力为

$$\Gamma = \frac{F}{\dot{M}} = v + \frac{p_{out} - p_a}{\rho v} \quad (11)$$

(a) Pressure gain ratio with $\Delta T/T_{in}$ and Ma_{in} (b) Pressure gain ratio with T_{in} and ΔT under $Ma_{in}=0.5$ **Fig. 1** Curves of pressure gain ratio with different flow conditions

$$\dot{M} = \int_{in} (\rho Y_{CH_4} v) dl \quad (12)$$

式中 p_{out} 为燃烧室出口总压, p_a 为出口环境压力, ρ 为燃料密度, v 为气流轴向速度, Y_{CH_4} 为甲烷质量分数, dl 为出口边界长度的微分。

本文对燃烧室单位推力的计算引用文献[14]中提出的轴流式模型(Axial Flow Model), 尽管爆震波旋转, 但如果进入燃烧室的气流没有净方位角旋转, 就不会在燃烧室出口产生净(平均)方位角旋转气流。这并不意味着方位角方向上的速度在流场中的任何地方都消失了, 但是在任何轴向位置 z , 都有方位角速度的正值和负值, 对它们取平均值, 总角动量为零。对于旋转爆震燃烧流动方位角的分析可参考文献[15]。

文献[14]指出轴向速度满足的关系式为

$$v = a \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}} \left[1 + \frac{1}{2(\gamma + 1)} (Ma_{CJ} - \frac{1}{Ma_{CJ}})^2 - \left(\frac{p_a}{p_{out}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{Ma_{CJ}^2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma Ma_{CJ}^2 + 1} \right)^{\frac{-(\gamma+1)}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (13)$$

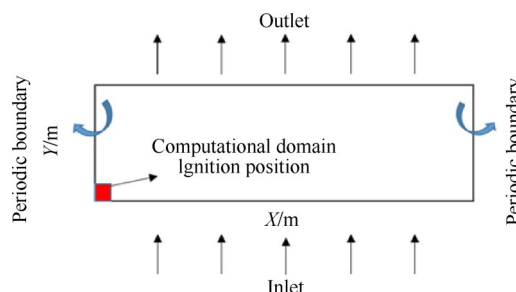
式中 a 是常数, 可知轴向速度的影响因素有两个, 一个是燃烧室出口总压, 另一个是 CJ 爆震马赫数。观察单位推力表达式右侧两项, 均只与 CJ 爆震马赫数

和出口总压相关, 因为环境压力为恒定的标准大气压。在给定燃烧室进口总压时, 出口总压可以由增压比确定, 结合之前对 CJ 爆震马赫数与增压比的分析, 假设比热不变, 则单位质量流量推力可列为

$$\Gamma = f(Ma_{1_abs}, \frac{\Delta T}{T_{01_abs}}) \quad (14)$$

2.2 物理模型与数值方法

对于 RDE 环形腔, 可以忽略腔室宽度, 通过展开环形腔, 将 3D 的数值流场简化为 2D 矩形域。如图 2 所示, 本文的计算域为 $0.3m \times 0.1m$ 的矩形, 环腔环向为 X 轴方向, 长度为 $0.3m$, 轴向为 Y 轴方向, 长度为 $0.1m$ 。进口边界采用等熵流动边界条件, 注入化学计量的 CH_4/O_2 混合物。进口为压力入口条件, 滞止温度和压力为 T_0 和 p_0 。

**Fig. 2** Computational domain and boundary conditions

本文在给定喷注总压 $p_{in}=0.8MPa$ 的条件下, 进口总温 T_{in} 由 $600K$ 逐渐增至 $1400K$, 增幅为 $100K$, 计算 9 个工况, 计算工况如表 1。

Table 1 Calculated operating conditions

Case	T_{in}/K
1	600
2	700
3	800
4	900
5	1000
6	1100
7	1200
8	1300
9	1400

数值模拟使用开源程序 Adaptive Mesh Refinement Object-oriented C++ (AMROC) 内的超声速燃烧求解器, 爆震燃烧^[16-17]的并行数值模拟已经在多项研究中得到验证。采用带有理想气体状态方程的二维粘性非定常反应 N-S 方程作为控制方程。对流项采用三阶混合加权基本无振荡(WENO)/中心差分(CD)

数值方法离散。该方法可以应用于光滑流动区域(使用CD)过渡到间断区域(使用WENO)的问题。对扩散项采用保守的二阶精确CD格式。结合Gottlieb等^[18]的三阶龙格-库塔方法,采用二阶精确Strang分裂方法处理流体动力学和化学反应源项在时间尺度上的较大差异。采用Kaps和Rentrop^[19]的四阶精度半隐式GRK4A方法在每个单元中单独积分源项,避免了全局耦合隐式问题。采用了详细的CH₄/O₂反应机理,包括14种组分和19步(14s19r)反应,这已成功地应用于爆震模拟。混合物的热力学性质采用GRI 3.0机理。

2.3 网格无关性验证

为了验证数值模拟的准确性,对三种尺度的网格的分辨率和收敛性进行了研究。粗网格的最小网格大小为250μm×250μm,粗细其次网格的最小网格大小为125μm×125μm,细网格的最小网格大小为62.5μm×62.5μm。对来流总温300K,总压1.5MPa下,不同粗细程度网格下的数值结果进行了验证。图3为Y=1mm处,沿X轴方向燃烧室内的温度,压力变化曲线,提供了爆震波峰值火焰温度和峰值火焰压力的模拟结果,三者之间的区别微乎其微,可知模拟结果足够准确。由于本文研究内容主要关注由爆震波而产生的总温总压变化,故可以用于本文所有情况的计算和验证。因此,为了平衡数值模拟的分辨率和计算效率,在后续模拟中采用125μm×125μm的网

格进行计算。

3 结果与讨论

图4给出了case 5的模拟结果,二维燃烧室内存在一道沿方位角稳定传播的爆震波,观察到包括可燃混合物层、爆震波、斜激波、间断面等特征。新鲜混合物从燃烧室底部连续注入,形成一个类三角形的区域,与常温下的数值结果^[20]相比,由于燃料注入温度为1000K,新鲜混合物层和已燃物的接触面上存在大量的爆燃燃烧,且爆震产生的横波在膨胀区会引起小的压力波动,二者均会影响到进气的稳定性,使得混合物层并不是规整的三角形形状。紧邻着爆震波的混合物总温仍逼近1000K,总压略有下降,转换为燃料的动能,在爆震波前,燃料的绝对马赫数约为0.5,通过计算爆震波传播一个周期所需要的时间,得爆震波波速为2253m/s。理论CJ波速为2412m/s,相差约6.6%。通过伽利略变换,在爆震波面上建立相对坐标系,取出一条流线如图所示,沿流线波后压力极大值为7.8MPa,绝对马赫数最大值为1.4。

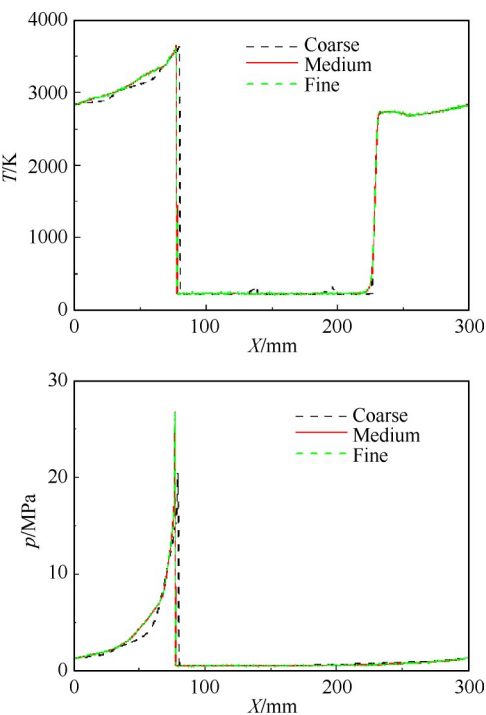


Fig. 3 Comparison of peak flame temperature and peak flame pressure at three mesh scales

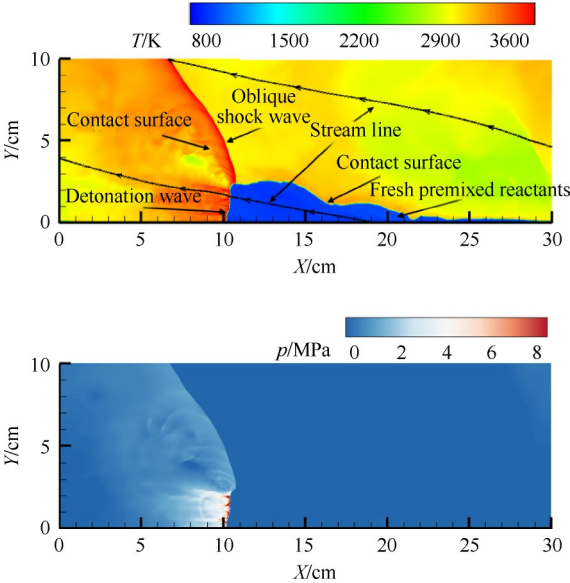


Fig. 4 Temperature and pressure contour of detonation in case 5

图5给出了表1不同进口温度下的计算结果,选取了各工况下爆震波稳定传播某时刻下的温度云图,并统计了一个周期内的时间平均总压比 π 。在各工况下燃烧室内均是自左向右的单波传播模式,随着进气总温的提高,爆震波波速会缓慢减小,并与CJ波速进行了比较,计算表明数值模拟的结果与CJ波速的误差在5%~10%,如图5(j)。爆震波的强度也会有所下降,主要体现在爆震波波后的压力降低,下

降趋势较为明显,虽然爆震波的压力峰值会明显出现降低,但进气温度的变化对波后温度并没有什么影响,爆震波的波速也能维持在2100m/s以上。由于新鲜混合物温度较高,在温度云图上可以明显看出,在与已燃气的接触面上存在大量的缓燃放热,且温度越高这种现象越明显,此时通过爆震燃烧掉的气体的质量就会减少,并且爆震波出现不稳定传播,使得增压比不断下降,这对于想要利用爆震的燃烧方式获取燃烧室性能的增益是不利的。

随着进气温度的提高,在波速下降和波后压力衰减的双重影响下,新鲜混合物层逐渐增厚,爆震波阵面随之增大。可以看到在进口总温提高到1000K以上时,爆震波波面很高,是 T_{in} 为600K时高度的两倍以上,如图6所示为进气温度600K和1000K下的压力云图以及爆震波局部密度纹影图。从局部密度

纹影图很明显看出在进气总温偏低时,爆震波波面以及波后的压力要明显高于进气总温较高时,且爆震波的高度也显然低于进气温度较高时。从爆震波前沿放大快照中,可以观察到横波和三波点的位置,进气温度提升后,横波的间距增大,爆震波波面形状出现变形,当温度再度升高后,下侧波面变形严重,成为下侧出现熄爆的一个重要原因。在 T_{in} 达到1200K时,爆震波强度不够支撑其稳定传播,波面底部在传播过程中出现熄爆,但由于新鲜进气的温度较高,活性较高,很快又能产生新的爆炸中心重新起爆,此时爆震波还能向前继续传播,如图7所示,给出了进口总温1300K时,某一时间段内爆震波的传播,在传播的半个周期内,爆震波下侧完成了熄爆到再起爆的完整过程,并不断如此循环传播。再起爆的爆炸中心,会形成两道相向的压力波,与爆震波同向

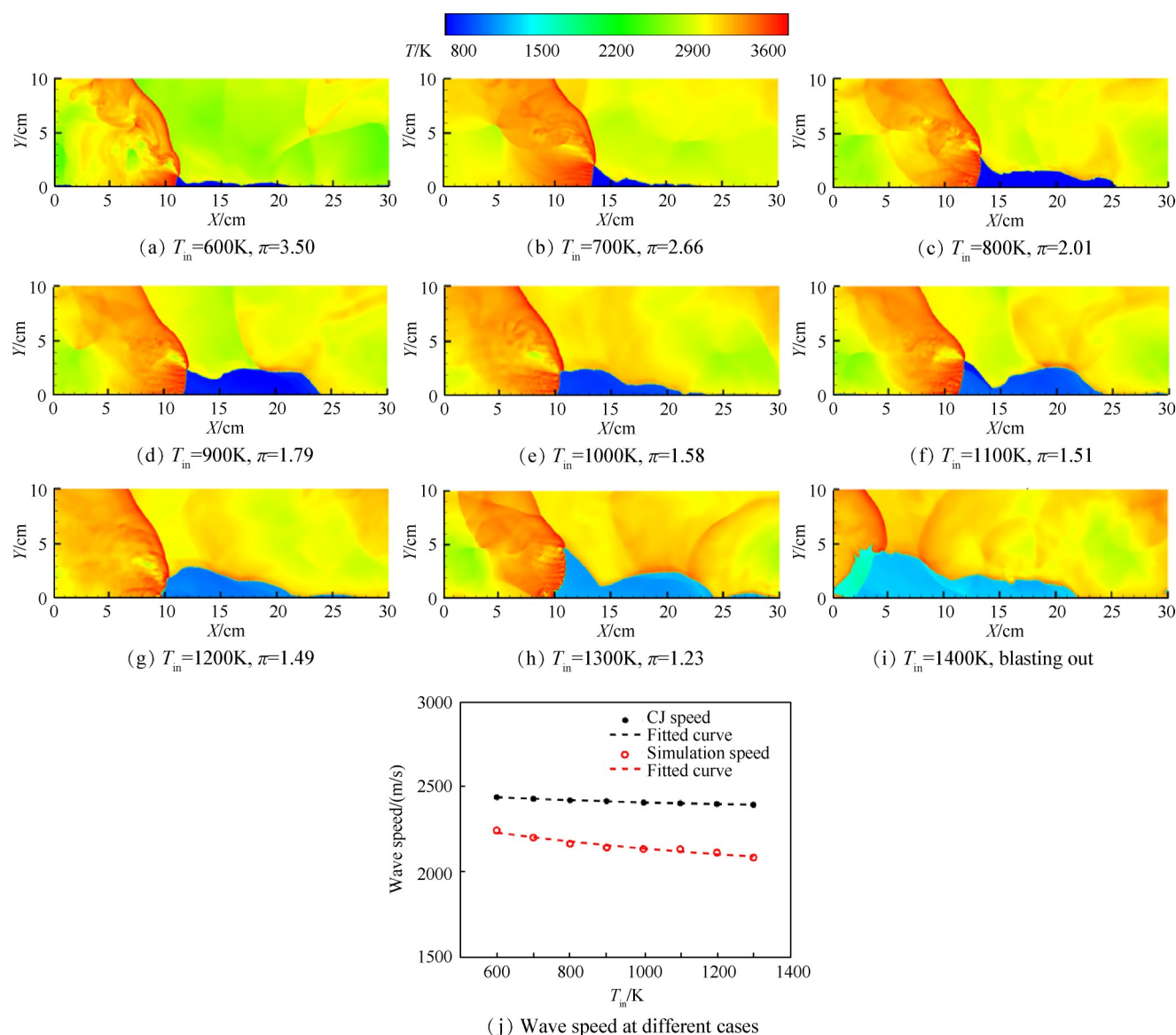


Fig. 5 2D rotating detonation wave structure and wave speed at different cases in table 1

的压力波会再次遇到新鲜混合物层,压力波与燃烧波快速耦合为新的爆震波,与爆震波相反向的压力波产生的高压场会限制到后侧新鲜混合物的注入,如 $t=1.17590\text{ms}$ 时 $X=15\text{mm}$ 所在位置,此处局部压力偏高,使得进气延迟。与此同时这道反向的压力波在传播过程中逐渐衰减使得其不能像另一道压力波一样在遇到燃料燃烧后耦合成稳定的爆震波,而是在新鲜混合气与已燃气的接触面上加剧了缓燃燃烧,使缓燃释热增加,这会削减循环的热力学效率,降低旋转爆震发动机的性能。

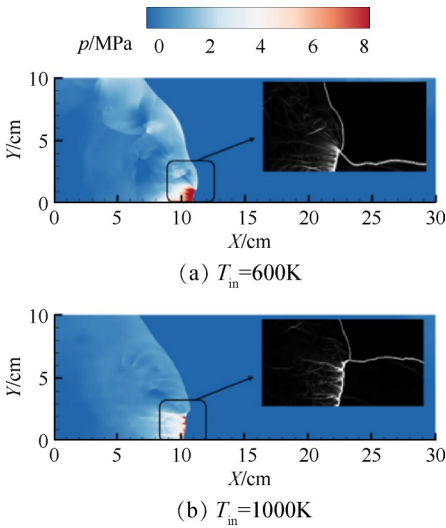


Fig. 6 Pressure contour of case 1 and case 5, amplification density schlieren of detonation wave

当进气总温达到 1400K 时,爆震波失稳严重,在传播一个周期后完全熄爆。相比于低温进气条件下的模拟结果,进气温度提高时,爆炸中心产生的波动在遇到高温新鲜混合物时,在接触面上容易形成一道强度较小的局部次级爆震波,这道波会加剧接触面的缓燃,并且进气也会受到这道波的扰动,导致新鲜混合物的不连续性并诱发膨胀波,这也是混合物层没有形成规整三角形的的一个重要原因。在某些时刻,这些次级波头还会影响到出口燃气的马赫数、压力等热力学状态。在本文的爆震燃烧室底部整体进气模型中,进口压力也不应低于 0.4MPa ,因为燃气在爆震波波后不断膨胀,压力逐渐减小,但受燃烧室尺寸的影响,此压力不会一直衰减,并迎来下一周期的爆震波,所以进口压力要能够不断地补充新鲜燃料进入燃烧室,维持爆震波的稳定传播。与此同时在一定的进气温度下,喷注压力也不宜过高,如在高温进气下,如果喷注压力过高,会使新鲜填充物层过高,依然会出现爆震波底部熄爆的情况,使传播不

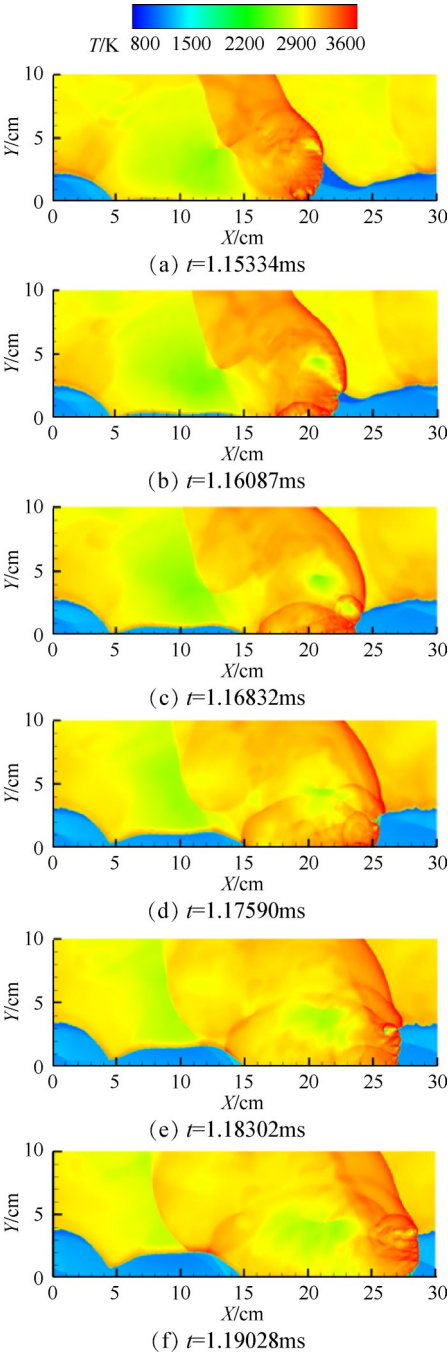


Fig. 7 Unstable propagation of detonation wave at 1300K inlet temperature

稳定。

图 8,图 9 分别统计了基于时间平均各工况下燃烧室出口总温和爆震波波前混合物的绝对马赫数。燃烧室出口总温的变化趋势与爆震波波后总温趋势一致,受进气温度变化的影响较小,呈现缓慢降低的趋势,但减少量很小,最大值与最小值只相差 9% ,即燃烧室出口总温可视为一个常数,取平均值为 3261K 。波前混合物的绝对马赫数通过取流经混合物层的流线上的平均值确定,其不同工况下,变化

也很小,呈现缓慢上升的趋势,因为混合物层的高度在逐渐增高,混合物的总压更多地转换为其动能,速度增大,虽然在不同工况下混合物的温度不同,温度带来的变化小于速度带来的变化,导致波前马赫数升高,但并不明显,波前马赫数稳定,也可视为常数,本文中各工况下的平均值为0.59。由第2节的推导,燃烧室的增压比和推力性能受进口总温,燃烧室温升,波前绝对马赫数三个参数的影响,而在燃烧室尺寸、喷注方式以及喷注压力给定的情况下,出口总温和波前绝对马赫数均可视为常数,则温升只与进口总温有关,燃烧室的性能主要受进口总温的影响。

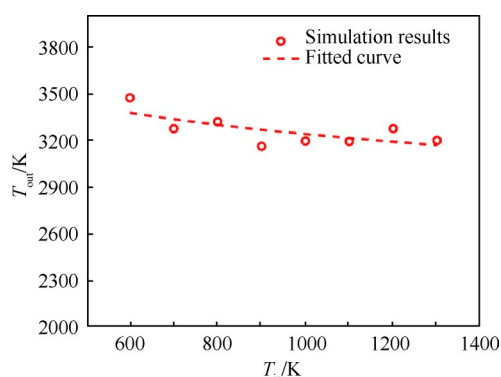


Fig. 8 Curve of combustor outlet total temperature changing with inlet temperature

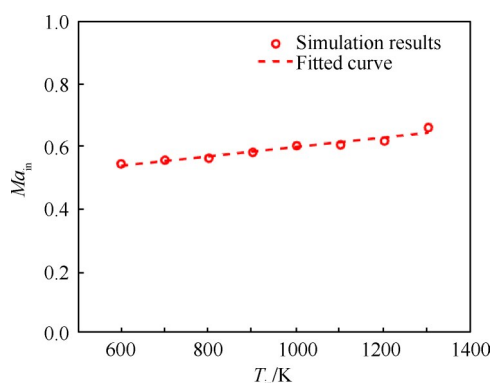


Fig. 9 Detonation wave front Mach number curve with inlet temperature

图10统计了各工况下,基于一个传播周期内二维燃烧室进口燃料质量流量的平均值。随着进口温度的提高,爆震波波速有所降低,且爆震波不稳定传播引起的局部爆炸点也会增多,这会对新鲜燃料的喷注造成延迟效应,最终使得质量流量随进口温度升高呈现逐渐降低趋势。图11统计了各工况下,基于时间平均的燃烧室的增压比,随进口总温呈现对数形式下降的趋势。时间平均值是在爆震波稳定传播一个周期内均匀选取出出口处100个点的平均值。

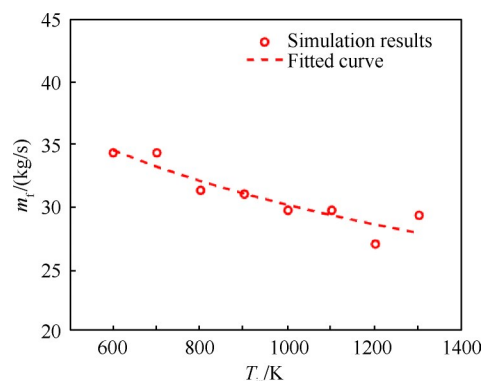


Fig. 10 Combustor mass flow curve with inlet total temperature

基于前文得到的波前平均马赫数为0.59,平均出口总温为3261K,带入第2节的理论分析得到燃烧室的增压比,对二者进行比较,如图11所示。可以看出二者的计算结果大体吻合,在进口总温在800K~1200K时基本一致。在进口总温偏小一些时,数值模拟的结果显然要偏大,这是因为理论计算时波前马赫数取0.59,而模拟过程中,此工况下的新鲜混合物层较低,波前马赫数也是偏小的状态,由图1(a)可以知道在波前马赫数较低时,燃烧室的增压效果会更显著,所以模拟出来的结果偏大。而在温度太高达到1300K以上时,爆震波开始失稳,且在接触面上缓燃现象也会更为剧烈,这些因素使得模拟的结果较理论分析要偏低。数值模拟的结果更为贴合实际情况,燃烧室增压比随进口总温呈现对数变化趋势,通过函数拟合,得到增压比 π 与 T_{in} 的关系式为

$$\pi = -2.66 \lg(T_{in}) + 20.11 \quad (15)$$

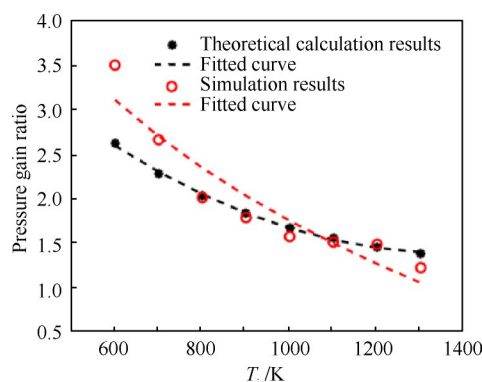


Fig. 11 Curve of pressure gain ratio changing with inlet total temperature

同理,燃烧室的推力性能也主要由进口总温确定,如图12所示也是呈现对数变化,通过函数拟合,得到单位燃料质量流量推力 Γ 与 T_{in} 的关系式为

$$\Gamma = -63.49 \lg(T_{in}) + 479.75 \quad (16)$$

由上述分析可知,在喷注压力一定时,在本文计算模型下,高温高压下甲烷氧气旋转爆震燃烧室的增压比和推力性能很大程度上取决于进口总温,温度越低,性能越优,随着温度的提高,增压比和单位推力的降低速率先快后慢,呈对数变化趋势。且在低温进气条件下,爆震波的强度较高,波后压力更高,新鲜混合物层填充的厚度也会更低一些,但是能使得爆震波稳定向前传播,并且波前混合物的绝对马赫数偏低,这有利于提高燃烧室的性能。

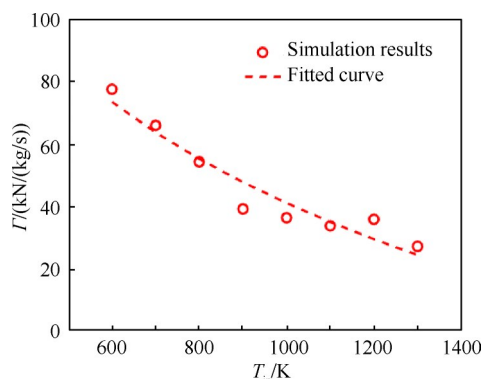


Fig. 12 Curve of unit mass flow thrust changing with inlet total temperature

前文说到,旋转爆震燃烧室可运用二级燃烧装置,需要面临高温高压的来流条件。通过研究高温高压进口下甲烷氧气旋转爆震的增压、流动特性以及旋转爆震燃烧室的性能可以发现,在高温进口条件下,似乎不太利于爆震波的稳定传播,且燃烧室的增压比,单位推力也要比低温进口时低得多,所以对于地面燃机来说,由于高压涡轮出口温度不会太高,适合使用旋转爆震燃烧室进行二次补燃,从而提高系统整体的热力学效率,而现代航空发动机的高压涡轮后的温度往往都达到1000K及以上,并且在发动机的工作过程中,热力循环参数是同向增长的,即高温高压是同时出现的,进口温度高时,压力必然也高,这样在航空发动机的级间燃烧室内组织旋转爆震燃烧存在很大的困难,且得到的性能应当也不会太理想。在进口温度较低且气流速度也相对较低的涡扇发动机混排加力燃烧室内或许可利用旋转爆震来进行二次燃烧,发挥爆震增压燃烧的优势。

4 结 论

在研究过程中得到了旋转爆震波的所有典型特征,主要结论总结如下:

(1)理论分析表明,爆震燃烧室的增压比与进气总温 T_{in} ,波前混合物绝对马赫数 Ma_{in} 以及温升 ΔT 有关。在已给定的 $\Delta T/T_{in}$ 条件下, Ma_{in} 对增压比的影响较小,尤其在 Ma_{in} 低于0.6时,增压比几乎不受 Ma_{in} 的影响。在给定了喷注总压时,燃烧室的单位推力也只与进气总温 T_{in} ,波前混合物绝对马赫数 Ma_{in} 以及温升 ΔT 有关。

(2)通过甲烷/氧气二维数值模拟,发现在进气总温提高时,燃烧室的质量流量会逐渐降低,燃烧室出口总温几乎不变,出口总压显著降低。随着温度的提高,爆震波的强度也会显著减弱,并且在进气温度大于1300K时,爆震波极易出现熄爆和再起爆的不稳定传播现象,如果继续提高温度,爆震波会彻底失稳、熄爆。在新鲜混气温度较高时,燃料本身活性较强,又伴随局部爆炸中心的扰动,在与已燃气的接触面上存在大量的缓燃释热,此时参与爆震燃烧的气体一定会减少,这也导致高温进口条件下,燃烧室性能下降明显。

(3)在本文的模型中,燃烧室增压比和推力性能显然在进气温度较低时更高,随着进气温度的提高,增压比和单位推力呈现对数下降的趋势。数值计算的增压比与理论分析下的变化趋势一致,进口温度偏低时,爆震波波前马赫数较低,增压效果更好,进口温度过高时,爆震波会出现失稳现象,增压效果下降明显。考虑到航空发动机高压涡轮后温度压力均很高,将不利于组织高低压涡轮间的旋转爆震二次燃烧,也很难发挥旋转爆震其本身的增压优势。因此旋转爆震作为二次燃烧装置适用于进口温度较低的地面燃气轮机和涡扇发动机的混排加力燃烧室。

致 谢:感谢国家自然科学基金和中央高校基础研究基金的资助。

参考文献

- [1] Ma J Z, Luan M Y, Xia Z J, et al. Recent Progress, Development Trends, and Consideration of Continuous Detonation Engines [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58 (12): 4976-5035.
- [2] Fotia M, Schauer F, Hoke J. Experimental Study of Performance Scaling in Rotating Detonation Engines Operated on Hydrogen and Gaseous Hydrocarbon Fuel [C]. *Glasgow: 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2015.
- [3] Kailasanath K, Schwer D A. High-Fidelity Simulations of Pressure-Gain Combustion Devices Based on Detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33

- (1): 153–162.
- [4] Paxson D. A Simplified Model for Detonation Based Pressure–Gain Combustors[C]. *Nashville: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2010.
- [5] Paxson D, Kaemming T. Foundational Performance Analyses of Pressure Gain Combustion Thermodynamic Benefits for Gas Turbines[C]. *Nashville: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012.
- [6] Paxson D, Kaemming T. Influence of Unsteadiness on the Analysis of Pressure Gain Combustion Devices[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(2): 377–383.
- [7] Zheng H, Qi L, Zhao N, et al. A Thermodynamic Analysis of the Pressure Gain of Continuously Rotating Detonation Combustor for Gas Turbine[J]. *Applied Sciences*, 2018, 8(4).
- [8] Tsuboi N, Watanabe Y, Kojima T, et al. Numerical Estimation of the Thrust Performance on a Rotating Detonation Engine for a Hydrogen–Oxygen Mixture[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(2): 2005–2013.
- [9] Yi T H, Lou J, Turangan C, et al. Propulsive Performance of a Continuously Rotating Detonation Engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(1): 171–181.
- [10] Qi L, Zhao N, Wang Z, et al. Pressure Gain Characteristic of Continuously Rotating Detonation Combustion and Its Influence on Gas Turbine Cycle Performance[J]. *IEEE Access*, 2018, 99(6): 70236–70247.
- [11] Zhang S, Ma J Z, Wang J. Theoretical and Numerical Investigation on Total Pressure Gain in Rotating Detonation Engine[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(11): 4866–4877.
- [12] Kaemming T A, Paxson D E. Determining the Pressure Gain of Pressure Gain Combustion[C]. *Cincinnati: 2018 Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [13] Browne S, Ziegler J, Shepherd J E. Numerical Solution Methods for Shock and Detonation Jump Conditions[R]. *GALCIT Report FM2006.006*, 2008.
- [14] Shepherd J E. Analytical Models for the Thrust of a Rotating Detonation Engine[D]. *Pasadena: California Institute of Technology*, 2017.
- [15] Nordeen C A, Schwer D, Schauer F, et al. Thermodynamic Model of a Rotating Detonation Engine[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2014, 50(5): 568–577.
- [16] Deiterding R. A Parallel Adaptive Method for Simulating Shock–Induced Combustion with Detailed Chemical Kinetics in Complex Domains[J]. *Computers & Structures*, 2009, 87(11–12): 769–783.
- [17] Peng H, Huang Y, Deiterding R, et al. Effects of Jet in Crossflow on Flame Acceleration and Deflagration to Detonation Transition in Methane–Oxygen Mixture[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 198: 69–80.
- [18] Gottlieb S, Ketcheson D I, Shu C W. High Order Strong Stability Preserving Time Discretizations[J]. *Journal of Scientific Computing*, 2009, 38(3): 251–289.
- [19] Kaps P, Rentrop P. Generalized Runge–Kutta Methods of Order Four with Stepsize Control for Stiff Ordinary Differential Equations[J]. *Numerische Mathematik*, 1979, 33(1): 55–68.
- [20] Katta V R. Structure of Rotating Detonation Wave in Methane–Oxygen Mixtures[C]. *San Diego: AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019.

(编辑:梅 瑛)