

燃料喷孔数对非预混旋转爆震起爆过程的影响

焦中天^{1,2}, 王永佳², 李 伟¹, 朱亦圆¹, 王 可¹, 范 玮¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:环缝-喷孔结构是目前旋转爆震燃烧中经常采用的喷注结构之一。为了研究环缝-喷孔喷注结构中燃料喷孔数量对氢气/空气旋转爆震的影响,在保持燃料喷孔总面积不变的前提下,改变燃料喷孔数量(60、90、120、150),对冷态混合、爆震波起爆及稳定过程进行了数值模拟。总质量流量为 206 g/s 时,60 和 90 喷孔喷注结构可以实现稳定爆震,而 120 和 150 喷孔则起爆失败;60 喷孔构型中出现了多个旋转爆震波,并稳定于双波同向传播模态。总质量流量减小至 103 g/s 时,120 和 150 喷孔可实现稳定爆震。结果表明,同一喷注结构在不同流量下的掺混效果并不相同,影响旋转爆震的起始;随着供给流量的提高,爆震波数量呈现增多趋势;氢气的轴向和径向分布越均匀,越容易形成旋转爆震波,周向分布越均匀,旋转爆震波传播速度越快,最高可达 1 827 m/s。

关键词:旋转爆震;非预混喷注;喷孔数量;数值模拟;传播模态

中图分类号:V231.2 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)05-0022-13

Effects of the number of fuel injection orifices on rotating detonation initiation process under non-premixed conditions

JIAO Zhongtian^{1,2}, WANG Yongjia², LI Wei¹, ZHU Yiyuan¹, WANG Ke¹, FAN Wei¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Slot-orifice injection scheme is now commonly used in rotating detonations. The influence of the number of fuel injection orifices (60, 90, 120, 150) on rotating detonations inside an annular combustor were investigated numerically including the mixing process, the detonation initiation process and the detonation propagation process. For a total mass flow rate of 206 g/s, stable rotating detonation waves can be obtained when 60 and 90 orifices were used, while rotating detonation fails to be produced when 120 and 150 orifices were used. Multi-waves appeared in the 60 orifices configuration which finally transits into a stable dual-wave mode. When the total mass flow rate decreased to 103 g/s, stable detonation wave was able to be formed in the 120 and 150 orifices configurations. The results indicate that the mix-

收稿日期:2020-08-17;修回日期:2020-10-10

基金项目:国家自然科学基金(52076181, 51876179);陕西省创新能力支撑计划项目(2021KJXX-93);国防科技重点实验室基金(6142704180101)

作者简介:焦中天(1996—),男,博士生,研究领域为爆震燃烧及旋转爆震推进。

ing process of the same injection configuration will be affected by the mass flow rate, which has a great impact on the detonation initiation. If distribution of H_2 in axial and radial directions is more uniform, the detonation initiation becomes easier. It is also observed that the detonation wave number increases with the mass flow rate. Moreover, a more uniform distribution of H_2 in the circumferential direction will lead to a faster detonation velocity, and a highest velocity of 1 827 m/s has been obtained.

Keywords: rotating detonation; non-premixed injection; injection orifice number; numerical simulation; propagation mode

0 引言

与传统喷气式动力装置中普遍采用的缓燃燃烧相比,爆震燃烧具有能量释放速率快、自增压等优点,有望简化燃烧室结构,提高热循环效率,降低发动机油耗^[1-2]。旋转爆震燃烧室(rotating detonation chamber, RDC)是一种采用旋转爆震燃烧的新型燃烧室,通常采用环腔或空筒构型,氧化剂和燃料自燃烧室头部沿轴向供给,爆震波沿周向旋转传播,不断消耗可燃混合物,产生的已燃气体沿轴向膨胀排出产生推力。与脉冲爆震燃烧相比,旋转爆震燃烧仅需一次点火即可连续工作,结构更为紧凑;与斜爆震燃烧相比,旋转爆震不需要苛刻的高超音速进气条件,可在宽马赫数范围实现稳定工作^[3]。因此,近年来旋转爆震在推进领域受到了广泛关注。

20 世纪 60 年代,俄罗斯 Voitsekhovskii 等^[4-5]、美国 Nicholls 等分别通过实验率先验证了旋转爆震燃烧的可行性^[6],随后 Bykovskii、Zhdan、Schwer、Lu 等又围绕起爆方式、推进剂(燃料状态包括液态和气态,氧化剂包括氧气和空气)、当量比进行了旋转爆震实验研究,证明了旋转爆震可在更宽工况范围内工作^[7-10]。近十几年来,世界各国针对旋转爆震的研究越来越多。Stechmann 等分析了 RDC 作为火箭燃烧室的理论性能,并说明了与钟型喷管和塞式喷管匹配的可行性^[11-12]。严宇等采用自燃推进剂实现了旋转爆震波的持续传播^[13];王朝晖等通过实验研究了液氢液氧发动机富氢补燃循环中爆震发生的条件^[14];胡洪波等借鉴火箭发动机燃气发生器循环,利用煤油富燃燃气在主燃烧室实现了旋转爆震^[15]。

在进行旋转爆震波起爆和传播特性研究中,之前的数值模拟研究多采用预混喷注方案^[16-20],在燃

烧室入口采用面喷注,即喷注面的每个点都根据总温总压条件喷注预混气,没有喷注结构;或者采用简单的喷注结构,使预混气沿间隔分布的喷孔喷注。然而,预混喷注方案无法真实反映爆震波与喷注结构的互相作用。实验中,环缝-喷孔非预混喷注方案被广泛采用^[21-23],氧化剂经收缩-扩张型的环缝进入燃烧室,燃料从周向均布的若干喷孔喷注,与氧化剂进行掺混。实验和数值结果^[24-26]均表明,燃料喷孔数量、环缝宽度等对旋转爆震波起始和传播均有重要影响,但受测试手段限制,实验中很难观测到旋转爆震波与喷注结构的相互作用,以及热态条件下推进剂的混合情况,针对喷注结构优化的数值模拟又多关注冷态流场。为此,本文采用环缝-喷孔非预混喷注方案,在控制燃料喷孔面积不变的前提下,改变喷孔数量,对环缝-喷孔结构的非预混冷态混合、旋转爆震起爆及稳定过程等进行研究,研究燃料喷孔数量对掺混和旋转爆震传播状态等的影响。

1 数值方法及计算模型

1.1 数值方法

研究对三维 Reynold Averaged N-S(RANS)方程进行求解,湍流模型使用 Standard $k-\varepsilon$ 模型,并采用压力隐式算子分裂 PISO (pressure implicit with splitting of operator) 算法对离散格式进行求解。考虑到计算资源以及计算时间,反应机理中不考虑中间产物和三体效应,采用氢气/空气单步总包化学反应机理,该方法被大部分研究者所采用^[24-27]。该单步总包反应机理的化学反应速率计算式为

$$k_f = AT^b e^{-E_a/RT} [H_2]^m [O_2]^n \quad (1)$$

式中指前因子 A 、活化能 E_a 以及反应指数的值在表 1 给出,其单位制为 cal、mol、cm、s。

表 1 单步氢气/空气反应机理

Tab. 1 Parameters of the single step hydrogen/air reaction mechanism

化学反应式	A	b	E_a	m	n
$H_2 + 0.5O_2 \rightarrow H_2O$	9.87×10^{11}	0.0	7 409	1.0	1.0

1.2 计算模型与边界条件

图 1 为采用环缝-喷孔结构的 RDC 计算模型。模型在三维直角坐标系中绘制, z 方向为轴向, $x-y$ 平面为周向和径向所形成的平面。推进剂为氢气/空气(当量比为 1), 其中空气通过沿轴向的收缩-扩张型环缝供入燃烧室, 喉道宽度 W_1 为 0.8 mm, 氢气首先在集气腔中聚集, 再通过周向均匀布置的 n 个喷孔喷注, 小孔直径为 d , 每一个小孔中心轴线与燃烧室中轴所成角度 α 均为 60° , 整个燃烧室的轴向长度 L_1 为 75 mm, 燃烧室内、外半径 R_{in} 、 R_{out} 的长度分别为 31 mm 和 35 mm, 喷注结构的长度 L_2 为 20 mm。具体尺寸见表 2 和表 3。

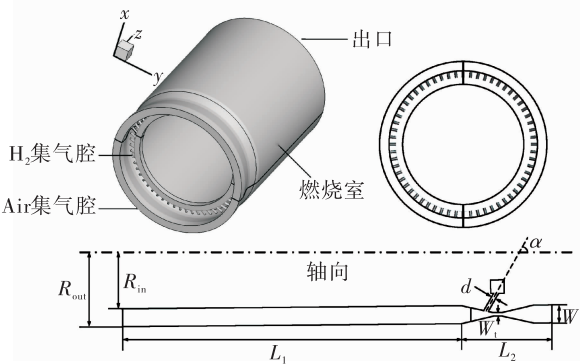


图 1 非预混喷注旋转爆震燃烧室模型

Fig. 1 Model of a RDC employing non-premixed injection

表 2 物理计算模型尺寸参数

Tab. 2 Dimensions of the physical model for simulations

参数	$R_{out}/$ mm	$R_{in}/$ mm	$L_1/$ mm	$L_2/$ mm	$W/$ mm	$W_1/$ mm	$\alpha/$ ($^\circ$)
数值	35	31	75	20	4	0.8	60

表 3 物理计算模型的可变尺寸

Tab. 3 Variable dimensions of the physical mode for simulation

d/mm	0.98	0.8	0.69	0.61
n	60	90	120	150

模型网格均为六面体网格, 参考前人经验^[20], 计算网格尺寸取为 0.5 mm, 可满足定性分析要求。爆震波可看作激波和反应区的强耦合, 对于喷注结构以及爆震波可能出现的燃烧室头部位置进行网格加密, 最小网格尺寸为 0.25 mm, 而燃烧室尾部非本文关注的重点区域, 网格尺寸则渐变扩大到 0.6 ~ 0.8 mm 之间, 总网格数在 $4 \times 10^6 \sim 4.5 \times 10^6$ 。

入口边界采用质量流量入口条件, 总质量流量为 103 g/s 或者 206 g/s, 全局当量比为 1。氢气/空气的供给总温设定为 300 K。出口条件设置为压力出口, 背压值为 50 kPa。

2 冷态流场

2.1 处理方式

使用改良的无量纲参数来描述不同位置处燃料与氧化剂的混合特性。传统当量比 φ 的定义如式(2)所示, 当燃料和氧化剂采用非预混喷注时, 当量比在整个计算域内的变化范围为 0 到无穷大, 难以比较分析。如式(3)所示, 定义相对当量比 E_r , 其变化范围为 0 ~ 2, 当 $E_r = 1$ 时, 实际当量比 φ 也等于 1。

$$\varphi = \frac{F/O}{(F/O)_{\text{stoich}}} \tag{2}$$

$$E_r = \frac{2F/O}{F/O + (F/O)_{\text{stoich}}} \tag{3}$$

式中: F 和 O 分别为燃料和氧化剂质量; 下标 stoich 表示化学恰当比。

相对当量比 E_r 与实际当量比 φ 的关系如图 2 所示。

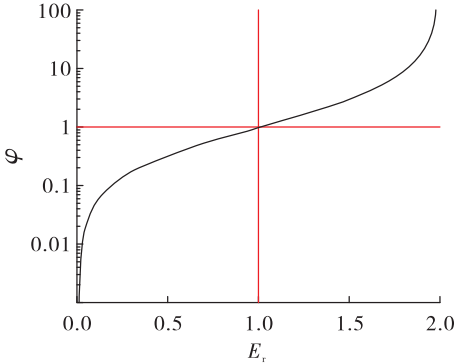


图 2 当量比与相对当量比的关系

Fig. 2 Functional relation between φ and E_r

中,燃料和氧化剂各自的射流动能与喷孔直径的乘积相等时,混合情况最好,可表示为

$$\rho_f v_f^2 d_f = \rho_o v_o^2 d_o \quad (4)$$

式中: ρ 、 v 和 d 分别为射流密度、速度和对应喷孔直径;下标 f 和 o 分别表示燃料和氧化剂。

仿照式(4),可定义环缝-喷孔型喷注结构的穿透系数 Γ ,以表征燃料射流在氧化剂中的穿透能力,即

$$\Gamma = \frac{\rho_f v_f^2 d_f}{\rho_o v_o^2 d_o^*} \quad (5)$$

式中氧化剂参数均取自环缝喉道处,设计条件下环缝喉道和喷孔中气流均应达到声速,即空气为340 m/s,氢气为1 295 m/s。 d_o^* 为单个燃料喷孔对应的氧化剂环缝射流当量直径,其值为以环缝喉道和喷孔直径为长和宽的矩形面积与周长之比的4倍,计算方法为

$$d_o^* = \frac{4W_f d_f}{2(W_f + d_f)} \quad (6)$$

由于喷孔为周向间隔布置,喷孔间的距离会影响燃料的周向分布均匀程度。定义喷注间隔 Δ ,表示燃烧室中径处(半径 $R=33$ mm)喷孔之间的短弧长度表达式为

$$\Delta = \frac{2\pi R}{n} - d_f \quad (7)$$

2.2 结果与分析

可燃混气的混合效果决定了爆震波能否起爆及稳定传播。为了更好地理解非预混喷注中燃料喷孔数量对爆震波传播状态的影响,首先对点火前的冷态混合过程进行分析。

表4给出了4种喷孔数对应的喷注间隔和穿透系数。如图3所示,相同流量下各喷注结构对应的燃烧室中径截面相对当量比分布差别较大,随着孔数的增加,喷注间隔 Δ 逐渐减小,喷孔对应的极富油区域与喷孔之间的无燃料区域减少,相对当量比的周向均匀程度增加,富油区域的轴向距离也逐渐缩短。然而,氢气喷注流量不变时,增加孔数使得穿透系数 Γ 减小,每股氢气射流的径向穿透深度随之减小。从图4径向截面上相对当量比的变化可以看出,氢气射流的径向穿透深度越大,相对当量比的径向分布越均匀,60和90个孔时,只是在靠近燃烧室头部外壁面附近出现贫燃区;而孔数增加到120和150个时,贫燃区几乎出现在整个燃烧室外壁面附近。监测喷孔中氢气射流的速度,各个算例中均为750 m/s上下,该值低于穿透系数 Γ 推导中假定的声速值1 295 m/s,原因是空气主流具有一定的背压值,氢气无法膨胀加速至声速。穿透系数 Γ 随喷孔个数的变化趋势与数值模拟结果一致,仍有设计参考价值。

表4 各喷注结构的喷注间隔与穿透系数

Tab. 4 Injection orifices interval and penetrating coefficient of different injection configurations

参数	设计值			
喷孔个数	60	90	120	150
喷注间隔/mm	2.476	1.504	1.038	0.772
穿透系数	0.466	0.419	0.393	0.381

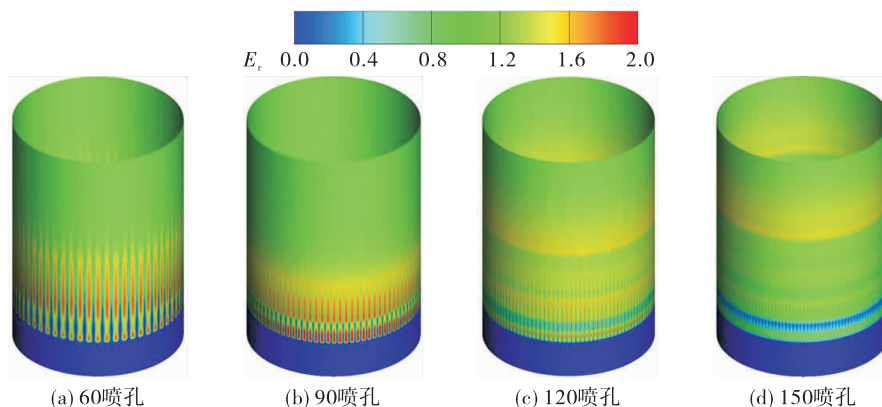


图3 供给流量为206 g/s时不同喷孔数的燃烧室中径相对当量比变化云图

Fig. 3 Contours of E_r in the combustion chamber under a flow rate of 206 g/s with different injection orifice numbers

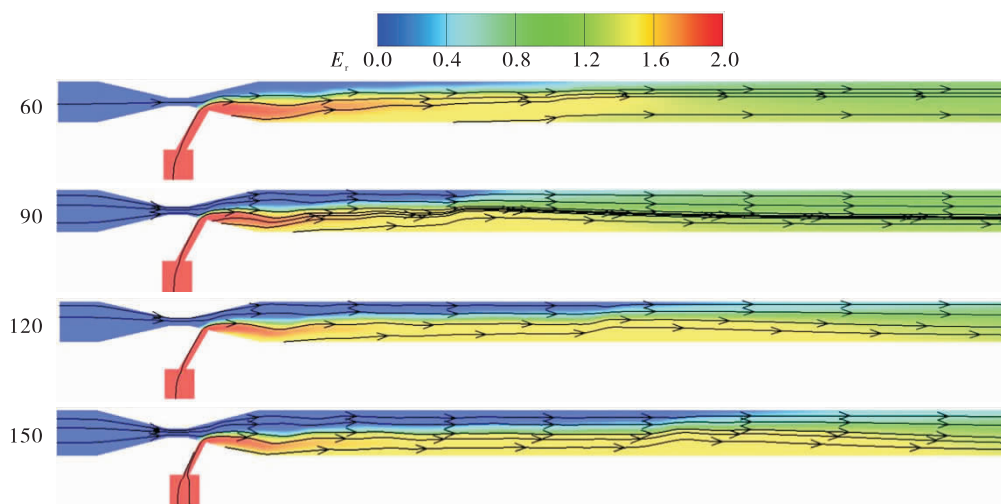


图 4 供给流量为 206 g/s 时不同喷孔数下 $x=0$ mm 截面相对当量比变化云图

Fig. 4 Contours of E_r in the combustion chamber under a flow rate of 206 g/s with different injection orifice numbers ($x=0$ mm)

以周向均匀布置 60 个燃料喷孔的燃烧室模型为基准,分析不同流量条件下同一喷注结构的冷流掺混情况。图 5 为半径 $R=33$ mm 处相对当量比变化云图,可以看出,两种流量下燃烧室沿轴向均先出现局部富燃区域,之后逐渐混合达到全局当量比,但小流量下混合均匀所需轴向距离更短。

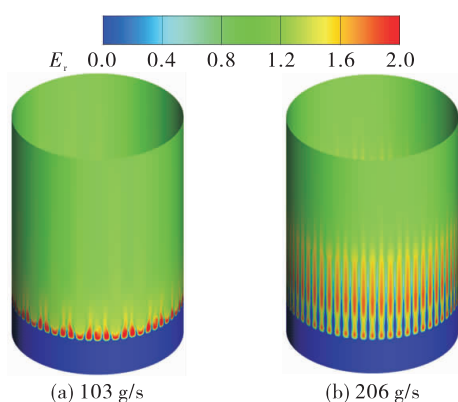


图 5 不同供给流量下 $R=33$ mm 截面相对当量比的变化

Fig. 5 Contours of E_r under different flow rates for the injection configuration with 60 orifices ($R=33$ mm)

图 6 为 $x=0$ mm 截面不同流量下的相对当量比和气流轴向速度的流线分布云图。对比图 6(a)和图 6(b)可知,无论流量大小,在燃烧室头部位置

燃料和氧化剂均未充分混合,形成了局部贫燃区与富燃区,该分布在较大流量下范围更大。从轴向位置看,较小供给流量下氢气和空气达到相对当量比 1 所需的轴向距离明显减小;从径向位置来看,小流量情况下,氢气在径向位置穿透深度增加。说明在该喷注单元设计下,较小流量时燃料与氧化剂的掺混效果更好。对比图 6(c)和图 6(d)可知,较小流量时燃料射流背风侧形成局部回流区,该回流区的出现增加了气流的滞留时间,增强了气体分子间的碰撞,将更多的氢气分子运输到靠近燃烧室外壁面的位置,因此混合后的燃烧室外壁面燃料质量分数更大,当量比为 1 的区域相较于较大流量时提前出现,轴向和径向的掺混程度均更佳。不改变当量比,燃料和氧化剂流量成比例变化时,喷注间隔 Δ 和穿透系数 Γ 对于相同喷孔数 n 不变,理论上掺混效果应一致。实际上,在环缝-喷孔喷注结构中,空气流量远大于氢气,空气与氢气间的剪切作用除了加强掺混外,还有一定的抽吸引射作用;空气流动亦非假设的等直径通道,而是收扩形环缝,氢气射流在扩张段与空气进行掺混。推进剂总流量改变时,上述两点差别会导致同一个喷注结构的掺混效果变化。对于本研究采用的喷注结构而言,小流量下的掺混更好。

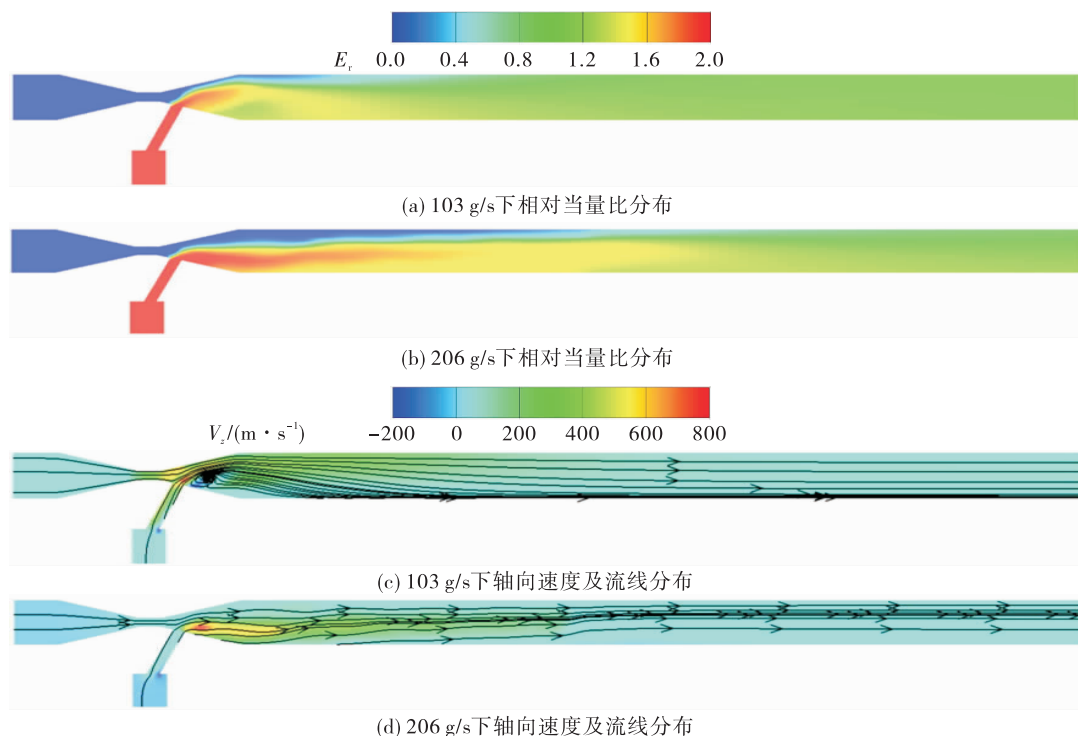


图6 不同供给流量下相对当量比分布及气流轴向速度的流线分布

Fig. 6 Contours of E_r and axial velocity under different flow rates in the configuration with 60 orifices

不同供给流量下相对当量比随轴向、周向、径向位置的变化趋势如图7所示。如图7(a)所示,在较小流量下,由于回流区的出现,随着轴向位置的增加,相对当量比迅速下降,约在 $z = 20$ mm附近,氢气和空气的当量比趋近于1;而较大流量时,燃烧室中大部分为富油区域,直到燃烧室尾部附近,混合物当量比才逐渐趋近于1。从图7(b)中相对当量

比随周向位置的变化来看,较大流量下,燃料不能较好地填充喷孔之间的间隔区域,极贫和极富区域交替出现;较小流量时,相对当量比震荡幅值较小。从图7(c)中相对当量比的峰值来看,较大流量下富燃区更靠近内壁面,外壁面则极贫;而小流量下氢气在径向方向上的分布范围更均匀,贫富油区域间的相对当量比绝对差距也较小。

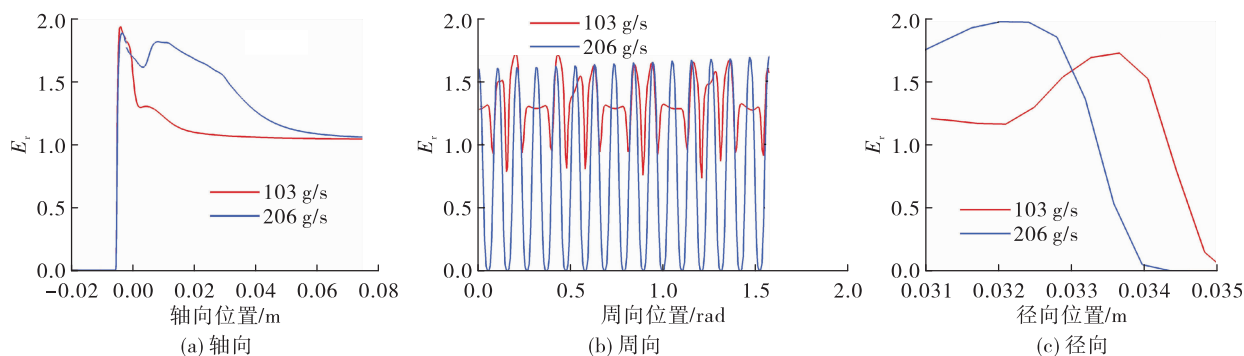


图7 不同供给流量下相对当量比随轴向、周向和径向位置的变化

Fig. 7 Variation of E_r with the flow rate in axial, circumferential and radial directions

3 起爆及传播过程分析

3.1 不同喷孔数量下的起爆过程

实验中,RDC 通常采用切向安装的预爆管进行点火。预爆管内的可燃混气经过火花塞点火及缓燃向爆震转变(deflagration to detonation transition, DDT)过程,形成一道爆震波切向进入 RDC,实现 RDC 内可燃混合物的点火和起爆。为还原这一过程,在计算稳定后的冷态流场内设置局部的高温(3 000 K)、高压(1.5 MPa)和高速(2 000 m/s)区域,模拟点火起爆过程。

3.1.1 燃料喷孔数为 90

图 8 为喷孔数为 90 时爆震波起爆到稳定传播的过程,点火时刻记为起始时刻 0 ms。尽管高能起

爆区具有逆时针旋转的切向速度,由于氢气/空气混合物活性较高,顺时针方向依然出现了爆震波,如图 8(a)所示。两个反向传播的爆震波在约 0.07 ms 时相撞,由于新鲜混气尚未恢复喷注,相撞后的爆震波反应区与前导激波解耦;失去能量支持的前导激波继续传播,但速度和压力均远小于爆震波,此时喷注过程开始恢复。0.15 ms 时两激波再次相撞产生局部高温高压区域,新鲜混气再次点火起爆,如图 8(c)所示。新产生的爆震波沿着较强激波的传播方向推进,较弱的激波没有反应区的支持而逐渐消亡,整个流场趋于稳定,形成平均传播速度稳定在 1 786 m/s 左右的单个爆震波。该工况下,仅发生两次双波对撞便得到了较为稳定的流场。

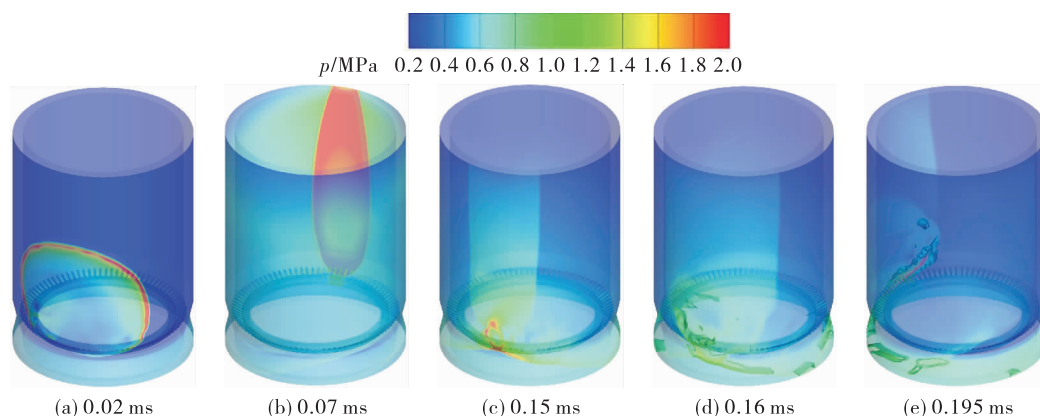


图 8 喷孔数为 90 时爆震波发展过程

Fig. 8 The initiation and propagation process in the case with 90 injection orifices

3.1.2 燃料喷孔数为 150

当燃料喷孔数增加至 150 个时,如图 9 所示,高温高压区直接起爆冷态混合流场后产生的两个爆震波在大约 0.06 ms 时第一次相撞,这与 90 喷孔时的起爆阶段前期流场相同。然而,冷态喷注时,150 喷孔的喷注结构的轴向和周向掺混效果较差,因此爆震波第一次相撞解耦后,两道激波再次诱导出爆震波的时间明显增长。图 9(b)~图 9(e)中两道激波发生了 3 次碰撞,第一次相撞约耗时 0.08 ms,相撞后强度进一步衰弱,又分别耗时 0.1 ms 和

0.12 ms 才产生第二次和第三次碰撞。直到 0.36 ~ 0.46 ms 之间才形成了强弱略有差异的两道爆震波。双波对撞时,较强的爆震波产物压力较大,波后压力降至喷注压力以下所需时间长,新鲜混气得不到及时的供给,较弱的爆震波与强波相撞后进入强波后新鲜混气不足的区域,难以继续自持推进;同理,在较弱的爆震波经过的位置,新鲜混气能够得到相对充分的填充,较强的爆震波得以维持。因此,双波对撞中弱波通常被强波逐渐取代,最终发展形成了稳定的单波传播的流场,如图 9(k)所示。

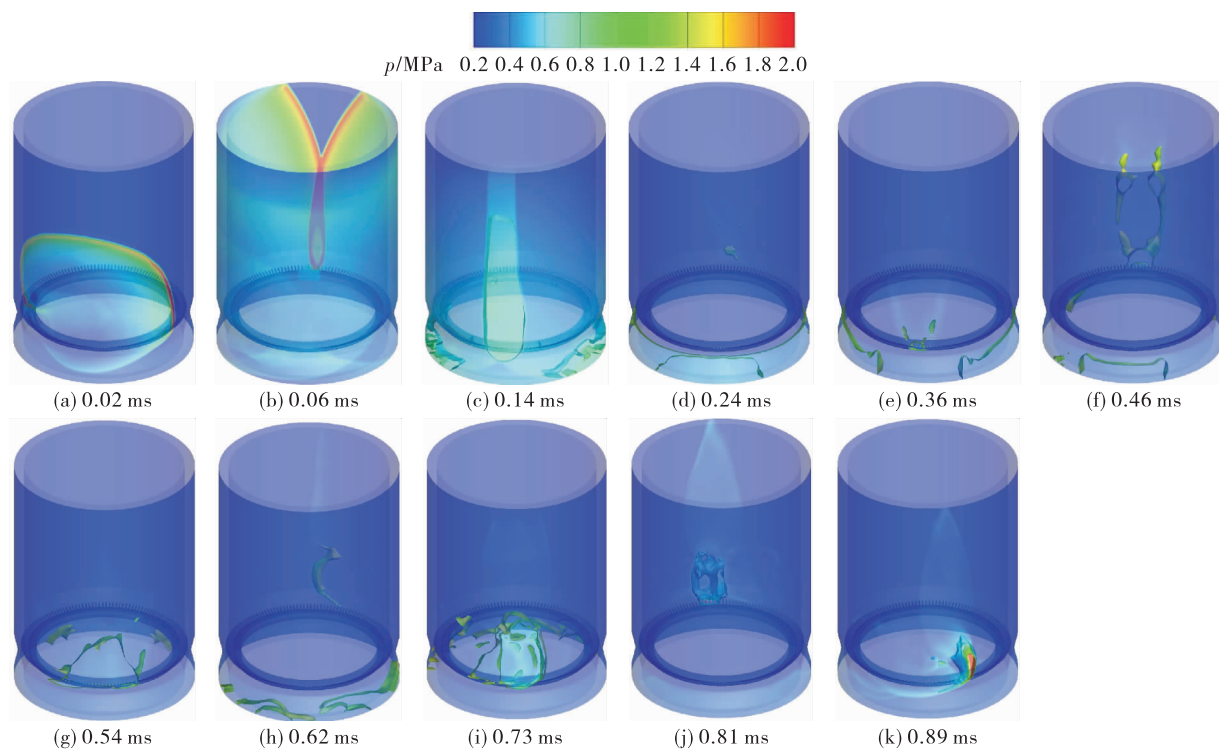


图9 喷孔个数为150时爆震波发展过程

Fig. 9 The initiation and propagation process in the case with 150 injection orifices

3.1.3 燃料喷孔数为60

当燃料喷孔数减小至60时,前期流场发展与喷孔数为90和150相似,但在两个爆震波第一次相撞后产生的激波在各自向前发展的过程中就已经通过不断压缩前方的可燃混气实现了自点火再起爆,这与前两节中燃烧室内的起爆点均为激波碰撞点不同。图10(c)已经是两个重新诱导产生的爆震波相撞的结果,相撞后,图10(d)中的两道激波经过0.02 ms又通过不断压缩前方新鲜可燃混气诱导出新的爆震波,如图10(e)所示。流场内并非仅激波锋面处会产生再起爆,无激波处,如图10(g)、图10(j)和图10(k)中爆震波的位置,当可燃混气及时填充并被高温的爆震产物点燃后,也可以产生再起爆。流场内不断发生爆震波的生成与解耦以及爆震波转向等过程,直至0.43 ms初步形成同向传播的两个爆震波。

在旋转爆震波起爆过程中,燃烧室中共出现了3种再起爆模式:①激波碰撞产生高温高压点引爆

新鲜混气;②激波锋面压缩新鲜混气产生自起爆;③燃烧室内高温爆震产物诱导新鲜混气起爆。爆震波能够再起爆的先决条件是新鲜混气在初始爆震高压后恢复供给,并较好地掺混。在较大流量下,120和150喷孔的燃烧室中无法获得持续旋转的爆震波,初始爆震波碰撞后的激波无法诱导出新的爆震波,多次碰撞后消失;而小流量下旋转爆震波可成功建立,再次证实小流量下燃烧室内氢气和空气掺混效果更好,且这一结论在起爆过程中依然成立。同时,60喷孔的燃烧室中出现了后两种需要较强混气活性的再起爆模式,90喷孔的燃烧室中旋转爆震波在第一次激波相撞后即可建立,这与150喷孔时激波需要多次碰撞后才能诱导出爆震波形成了明显的对比。结合冷态流场中各喷孔数下新鲜混气的分布情况,燃烧室轴向和径向掺混效果更好的新鲜混气在起爆过程中表现出了更高的活性。新鲜混气的活性会影响爆震波最终的传播方向,这一点在后文将详细阐述。

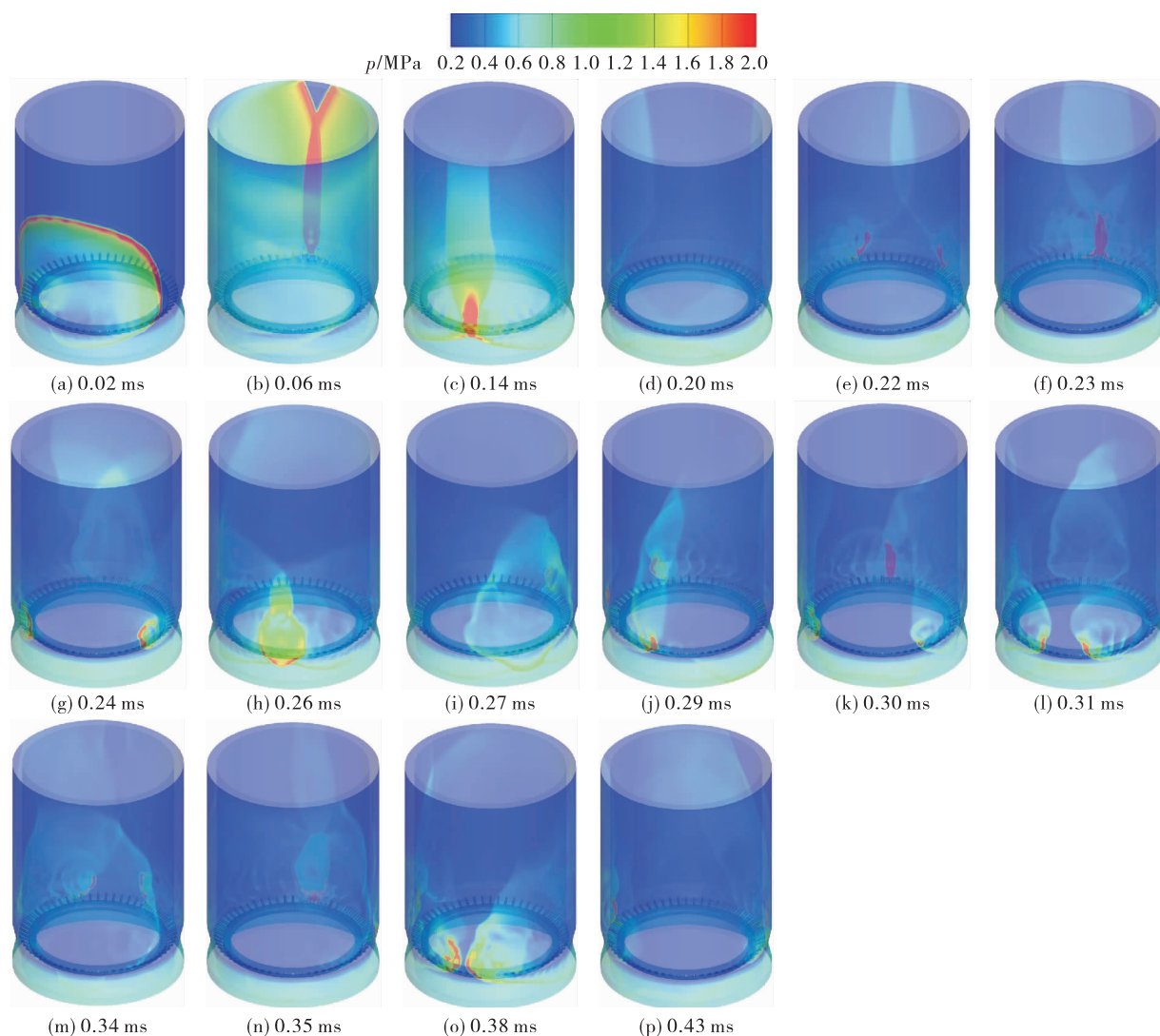


图 10 喷孔数为 60 时爆震波发展过程

Fig. 10 The initiation and propagation process in the case with 60 injection orifices

3.2 喷孔数量对爆震波传播方向的影响

图 11 给出了喷孔数量分别为 60、90、120 和 150 时的稳态爆震流场下的压力云图。总流量为 206 g/s 时,喷孔数量为 60 和 90 的旋转爆震燃烧室内可以形成稳定传播的爆震波,分别对应于双波和单波模态;当燃料喷孔数增加至 120 和 150 时,根据前文分析,206 g/s 的质量流量下燃烧室内新鲜混气活性不足,不能形成稳定传播的爆震波。总供给流量减小至 103 g/s 后,由于燃烧室头部回流区的出现使得整个冷态流场在各个方向上均混合得更好,经过较长的起爆时间后旋转爆震燃烧室内能够产生稳定自持传播的爆震波,且均为单波模态。

图 12 为 4 种不同喷孔数量下燃烧室头部监测

点从起爆到整个流场稳定时的压力变化。可以算得 4 种喷孔数量下的平均爆震波速度分别为 1 631、1 786、1 827、1 785 m/s,汇总结果见表 5。其中,喷孔个数为 60 时的爆震波速度低于其他 3 种喷孔数量时的爆震波速度,喷孔数量为 90 和 150 时自持传播的爆震波速度基本相同,喷孔数量为 120 时的平均爆震波速度最高。喷孔个数为 60 时爆震波速度较低的原因在于,当稳定爆震流场中的爆震波数量增加时,爆震波高度下降,抵御侧向膨胀损失的能力减弱,速度亏损增大;其次,当喷孔数量较少时,周向相邻喷孔间的燃料填充不足,相当于爆震波在不均匀的反应物中传播,爆震波的速度损失增加。

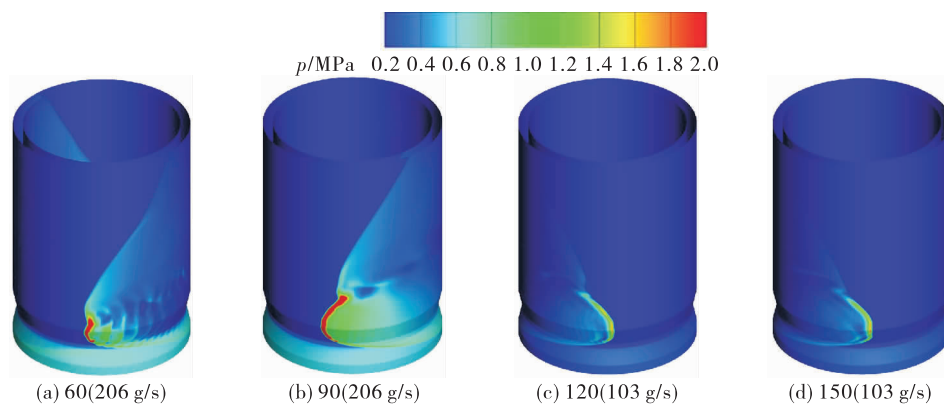


图11 不同喷孔数量下稳定爆震流场的压力云图

Fig. 11 Pressure contours of the RDC obtained with different injection orifice numbers

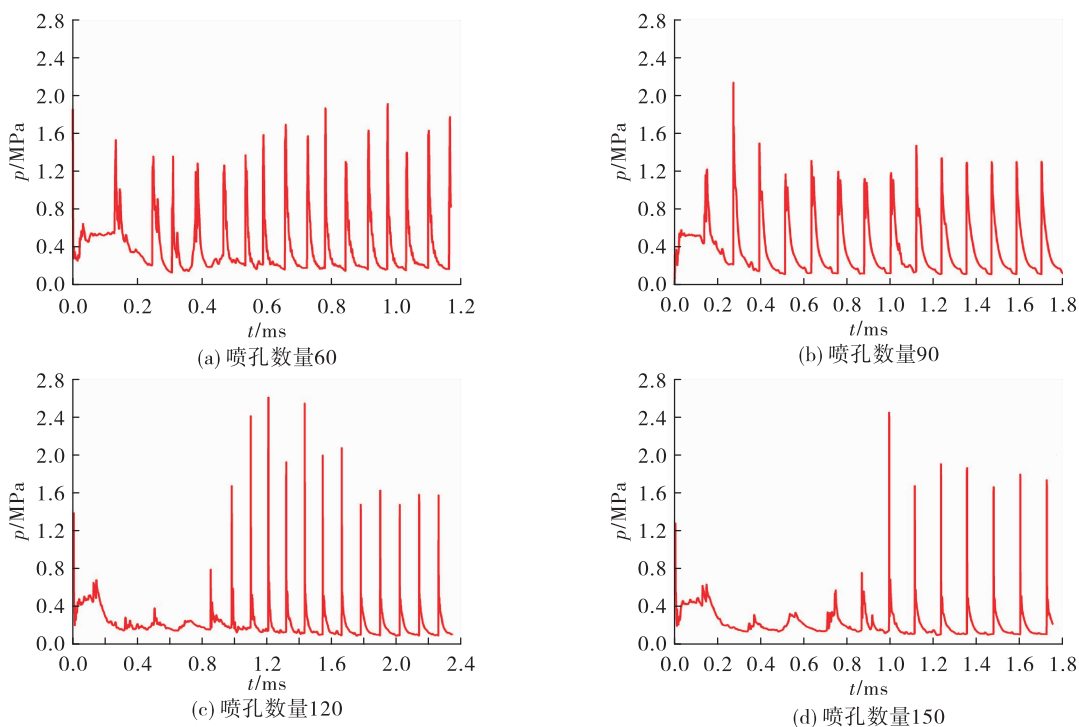


图12 不同喷孔数量下得到的旋转爆震波压力曲线

Fig. 12 Pressure history obtained in the cases with different injection orifice numbers

90个喷孔构型下,点火后很快形成了沿周向传播的单个爆震波,从起爆到流场稳定耗时最短;喷孔个数为60时,从点火到最终稳定经历了双波对撞、四波对撞和三波对撞等非稳定模态,最终稳定于同向双波模态;喷孔个数为120和150时,从点火时刻到建立稳定爆震波耗时最长,二者过程类似,均为由缓燃波逐步转变为爆震波。上述延迟起爆现象在相关实验研究中也多次观察到^[3,21-22]。根据起爆阶段的流场判断,点火后的第一个循环内,燃

烧室内充满了混合好的可燃混气,爆震波呈弧面向整个燃烧室传播,表现为第一个较高的压力峰值;充满燃烧室的爆震产物抑制了喷注过程,爆震波得不到新鲜混气供应随之解耦,压力曲线表现为缓慢下降;燃烧室内压力随排气过程的进行不断降低,可燃混气的供给逐渐恢复,此时燃烧室中的再起爆过程开始,压力曲线再度振荡,直到爆震波的传播与燃料的供给之间实现平衡,可监测到规律的压力峰值。

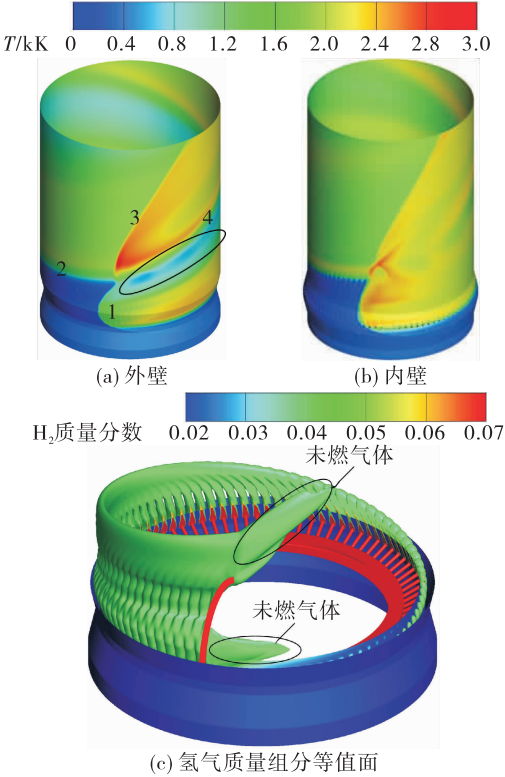
表 5 各工况计算结果
Tab. 5 Numerical results under different
operating conditions

工况	喷孔 数量	供给流量/ ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	爆震波 数量	爆震波 速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	爆震波 方向
1	60	206	2	1 631	顺时针
2	90	206	1	1 786	顺时针
3	120	206	-	-	-
4	150	206	-	-	-
5	120	103	1	1 827	逆时针
6	150	103	1	1 785	逆时针

从图 11 及表 5 也可看出,虽然初始直接起爆的高温高压区的方向为逆时针方向,但各工况下稳态爆震流场中爆震波传播方向有所不同。喷孔个数为 60 和 90 时,稳态流场中的爆震波传播方向为顺时针方向,与初始射流方向相反;喷孔个数为 120 和 150 时,爆震波传播方向与初始射流方向相同。传播方向的随机性来源于起爆阶段燃烧室内爆震波解耦再起始的方式变化。喷孔个数为 60 和 90 时,总流量较大,且轴向和径向掺混效果较好,混气活性较高,除了初始爆震波解耦形成的激波诱导再起爆外,还有燃烧室中的爆震产物热点导致的再起爆,而后者无方向性。喷孔个数为 120 和 150 时,混气活性相对较低,仅靠爆震产物的热量可能难以再起爆新鲜混气;总流量相对较小,新鲜混气的填充量也不能支持多波的共存。因此,再起爆过程主要受初始爆震波产生的激波控制,而由于点火区域本身具有逆时针切向速度,故逆时针的激波往往更强,诱导出的爆震波更容易与点火方向一致。

3.3 爆震波后未燃气体层的拖曳

图 13 为喷孔个数为 90 时整个爆震流场稳定后燃烧室内外壁面处的温度云图以及氢气质量分数等值面图。从内壁面温度分布云图上可以看出,爆震燃烧流场内存在两个温度较高的区域,一处位于斜激波与滑移线之间,此处高温区的形成是由斜激波对上一轮爆震产物的加热作用引起;另一处位于爆震波后,此处高温区是由爆震波反应区中化学反应释热产生的。



1 - 爆震波; 2 - 燃烧产物与新鲜混气接触面;
3 - 斜激波; 4 - 滑移线。

图 13 喷孔个数为 90 时的温度和氢气质量分数分布
Fig. 13 Contours of temperature and mass fraction of
hydrogen in the chamber with 90 injection orifices

在非预混喷注旋转爆震燃烧中,图 13(a)中黑线圈内出现了爆震波后的低温气团,如图 13(c)所示,从斜激波、爆震波、滑移线和燃烧产物与新鲜燃气接触面四者的交界点上拖曳而出一块未燃气团,这是滑移线附近产生低温气团的原因。产生上述未燃气团的原因在于,近喷注头部燃气混合不佳导致爆震波部分解耦,前导激波扫过后,部分新鲜混气未参与化学反应。当掺混效果更差时,爆震波将完全解耦,无法再次起爆,此时燃烧室内的火焰将以缓燃形式存在;但缓燃波很难在高速来流下实现稳焰,空气环缝的超音速来流很容易将火焰吹熄,使燃烧室熄火。

4 结论

采用典型的环境-喷孔式非预混喷注结构,保持燃料总喷注面积不变的条件下,通过改变燃料喷孔数量,对旋转爆震燃烧室冷态、热态流场进行了三

维数值模拟,得出如下结论:

1)保持燃料喷注总面积不变时,增加燃料喷孔可以提高燃料周向分布均匀性,但会导致燃料穿透能力下降,轴向和径向掺混效果减弱,而新鲜混气的轴向和径向掺混效果决定了旋转爆震波的起爆难度。对于同一环缝-喷孔式喷注结构,推进剂总流量会影响掺混效果。小流量条件下,燃烧室头部会产生回流区,燃料/氧化剂在周向、轴向、径向的掺混效果均提升。

2)新鲜混气的周向均匀程度会影响旋转爆震波的传播速度。尽管喷孔数为120和150的燃烧室内建立旋转爆震波的难度较大,但一旦建立起爆震波,由于喷注间隔较小,爆震波前的混气分布较为均匀,爆震波损失更小,传播速度更大。

3)不同燃料喷孔数量下产生稳定爆震流场的过程均经历了初始爆震波的解耦-再起爆过程,再起爆的方式主要有3种,激波相互碰撞再起爆、激波压缩自点火再起爆以及爆震产物高温诱导再起爆。上述起爆方式决定了起爆过程中爆震波的形成具有一定随机性,最终形成的稳定爆震波方向也难以预测。

4)同一燃烧室尺寸下,供给流量对多个爆震波的维系具有关键作用。喷孔为60个,供给流量206 g/s时,起爆阶段出现了多波模态,稳定爆震流场中的波数为2;供给流量降至103 g/s时,未出现多波共存的现象。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 严传俊,范玮.脉冲爆震发动机原理及关键技术[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [3] KINDRACKI J, WOLAŃSKI P, GUT Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels-oxygen mixtures[J]. Shock Waves, 2011, 21(2): 75-84.
- [4] VOITSEKHOVSKII B V. Maintained detonations [J]. Doklady Akademii Nauk UzSSR, 1959, 129(6): 1254-1256.
- [5] VOITSEKHOVSKII B V. Spinning maintained detonations [J]. Prikl Mekh Tekh Fiz, 1960(3): 157-164.
- [6] NICHOLLS J A, CULLEN R E. The feasibility of a rotating detonation wave rocket motor [R]. RPL-TDR-64-113, 1964.
- [7] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [8] ZHDAN S A, BYKOVSKII F A, VEDERNIKOV E F. Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2007, 43(4): 449-459.
- [9] SCHWER D, KAILASANATH K. Fluid dynamics of rotating detonation engines with hydrogen and hydrocarbon fuels [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 1991-1998.
- [10] LU F, BRAUN E, MASSA L, et al. Rotating detonation wave propulsion: experimental challenges, modeling, and engine concepts (invited) [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 31 July 2011-03 August 2011, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2011: 6043.
- [11] STECHMANN D P, HEISTER S D. Development and testing of a high-pressure rotating detonation engine for rocket applications [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 4-8 January 2016, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 1201.
- [12] STECHMANN D P, HEISTER S D, HARROUN A J. Rotating detonation engine performance model for rocket applications [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2018, 56(3): 887-898.
- [13] 严宇,胡洪波,洪流,等.自燃推进剂旋转爆震燃烧实验研究[J].推进技术,2018,39(9):1986-1993.
- [14] 王朝晖,孔维鹏,王仙,等.富氢燃气与液氧爆轰及补燃特性试验研究[J].火箭推进,2019,45(6):10-16. WANG Z H, KONG W P, WANG X, et al. Experimental study on the detonation and spontaneous combustion characteristics of hydrogen-rich gas and liquid oxygen [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(6): 10-16.
- [15] 胡洪波,严宇,张锋,等.煤油富燃燃气旋转爆震燃烧实验研究[J].推进技术,2020,41(4):881-888.
- [16] FUJIWARA T, HISHIDA M, KINDRACKI J, et al. Stabilization of detonation for any incoming Mach numbers [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2009, 45(5): 603-605.
- [17] TSUBOI N, HAYASHI A K. Numerical study on spinning detonations [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2389-2396.

- [18] SCHWER D, KAILASANATH K. Effect of inlet on fill region and performance of rotating detonation engines [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [19] SCHWER D, KAILASANATH K. Feedback into mixture plenums in rotating detonation engines [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [20] LIU M, ZHOU R, WANG J P. Numerical investigation of different injection patterns in rotating detonation engines [J]. Combustion Science and Technology, 2015, 187 (3): 343-361.
- [21] 刘世杰, 林志勇, 林伟, 等. H_2 /Air 连续旋转爆震波的起爆及传播过程试验 [J]. 推进技术, 2012, 33 (3): 483-489.
- [22] 王超, 刘卫东, 刘世杰, 等. 吸气式连续旋转爆震与来流相互作用 [J]. 航空学报, 2016, 37(5): 1411-1418.
- [23] WANG Z C, WANG K, LI Q G, et al. Effects of the combustor width on propagation characteristics of rotating detonation waves [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 106038.
- [24] YAO S B, TANG X M, LUAN M Y, et al. Numerical study of hollow rotating detonation engine with different fuel injection area ratios [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2649-2655.
- [25] SUN J, ZHOU J, LIU S J, et al. Effects of injection nozzle exit width on rotating detonation engine [J]. Acta Astronautica, 2017, 140: 388-401.
- [26] 周胜兵, 王栋, 马虎, 等. 氧化剂喷注面积对旋转爆震波传播特性影响的实验研究 [J]. 推进技术, 2017, 38 (11): 2634-2640.
- [27] MENG Q Y, ZHAO N B, ZHENG H T, et al. Numerical investigation of the effect of inlet mass flow rates on H_2 /air non-premixed rotating detonation wave [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2018, 43 (29): 13618-13631.