

两级脉冲爆震发动机防止压力和温度反传研究

刘圣平¹, 赵 坤², 曾 昊¹, 何立明¹, 王延峰²
(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 95896 部队, 河北沧州, 061700)

摘要 为解决两级脉冲爆震发动机中压力和温度反传的问题,提出了 2 种不同结构形式的射流喷管:倒板结构射流喷管和倒台结构射流喷管。以 H₂/O₂/N₂ 混合气为介质,对不同倒板或倒台层数情况下激波聚焦起爆爆震过程进行了数值模拟,并揭示其影响规律。结果表明:倒板层数为 3 层、4 层时成功起爆爆震,倒台层数为 3 层、4 层、5 层时成功起爆爆震;倒板或倒台层数为 4 层时激波聚焦起爆效果最好,且在降低反传压力和温度方面效果相对较好;实际上倒板或倒台对防止压力和温度反传的作用较为有限。

关键词 两级脉冲爆震发动机;激波聚焦;爆震波;压力及温度反传;倒板;倒台

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.04.002

中图分类号 V231.2 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)04-0008-06

Investigation on Preventing Pressure and Temperature Back Propagation in Two-Stage Pulse Detonation Engine

LIU Shengping¹, ZHAO Kun², ZENG Hao¹, HE Liming¹, WANG Yangfeng²
(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 95896, Cangzhou 061700, Hebei, China)

Abstract: In order to solve the problem of pressure and temperature back propagation in two-stage pulse detonation engine, this paper proposes two different kinds of jet nozzles with several planks or bosses. And with hydrogen as fuel and air as oxidizer, detonation initiation with different planks or bosses is simulated. The results indicate that detonation can be initiated when the number of planks is 3 or 4. When the number of bosses is 3, 4 or 5, detonation can be initiated successfully. When the number of planks or bosses is 4, the detonation initiation effect is the best by shock wave focusing, and the effect of preventing pressure and temperature back propagation is also well. On the whole the effects of planks or bosses on preventing pressure and temperature back propagation is very limited.

Key words: two-stage pulse detonation engine; shock wave focusing; detonation wave; pressure and temperature back propagation; planks; bosses

两级脉冲爆震发动机(Two-Stage Pulse Detonation Engine)是由俄罗斯的 Levin 教授等人首次提出的一种新型脉冲爆震发动机^[1],其中环形向心射流在凹面腔内碰撞产生激波、反射聚焦起爆爆震波是两级 PDE 最重要的环节。近年来,国内外研究人员对凹面腔内激波聚焦起爆爆震波的机理进行了

收稿日期: 2017-09-08
基金项目: 国家自然科学基金(91541109,51406234)
作者简介: 刘圣平(1994—),男,山东德州人,硕士生,主要从事推进系统理论与工程应用研究. E-mail: 2227104880@qq.com

引用格式: 刘圣平,赵坤,曾昊,等. 两级脉冲爆震发动机防止压力和温度反传研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(4): 8-13. LIU Shengping, ZHAO Kun, ZENG Hao, et al. Investigation on Preventing Pressure and Temperature Back Propagation in Two-Stage Pulse Detonation Engine[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(4): 8-13.

大量的研究。其中何立明团队自从 2007 年开始对环形超声速射流对撞诱导激波聚焦起爆爆震进行了大量的研究并取得了一些成果:张强^[2]通过实验的方法研究了矩形喷口对超声速射流对撞诱导激波聚焦的影响;曾昊、李海鹏等^[3-4]对凹面腔内激波聚焦起爆爆震的过程进行了数值模拟;荣康、曾昊等^[5-8]通过数值模拟的方法研究了导流环结构、喷口宽度、射流初始压力以及扩张喷管形式对激波聚焦起爆爆震的影响。此外,美国 GE 研究中心的 Layva^[9]等对二维凹面腔内射流对撞进行研究,但是并没有发现激波聚焦的现象;Tangirala V E^[10]等通过实验和数值仿真的方法研究了脉冲爆震发动机的工作过程。

目前,一些研究人员对传统结构的脉冲爆震发动机的压力反传问题进行了部分研究,Nori 等^[11]研究了周期性的反压对一个二维混合压缩进气道的影响,通过在出口截面喷入空气来模拟脉动的反压。Cooper 等^[12]进行了一系列推力壁开孔情况下的单循环试验,研究了推力壁阻塞对比冲的影响。Ma 等^[13]针对 Brophy 等^[14]的试验模型进行了数值研究,指出必须减小进气道与燃烧室之间的相互作用以改善进气道反压过大的问题,从而避免发动机不起动。但是关于两级 PDE 的压力和温度反传问题研究的比较少。本文结合传统脉冲爆震发动机中关于降低反传压力和温度的研究,提出 2 种不同结构形式的射流喷管,并研究其对压力和温度反传的影响。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本文提出 2 种不同结构形式的射流喷管:倒板结构射流喷管和倒台结构射流喷管,见图 1。2 种不同形式的模型只有射流喷管不同,其余尺寸完全一致。图 1(a)中,射流喷管包括等宽度段和收敛段,其中等宽度段保持喷管宽度 $W_1 = 7 \text{ mm}$,收敛段长度 $H = 15 \text{ mm}$ 且宽度从 $W_1 = 7 \text{ mm}$ 变为 $W_2 = 5 \text{ mm}$,凹面腔为半径 $R = 39 \text{ mm}$ 、开口直径 $D = 70 \text{ mm}$ 的部分圆,等直径段尾喷管长 $L_2 = 2.5 \text{ mm}$,扩张段尾喷管长 27 mm 、扩张半角 $\theta_2 = 45^\circ$,在收敛段平均分布 4 层倒板且每层长度 $L_1 = 4 \text{ mm}$ 、与壁角夹角 $\theta_1 = 15^\circ$ 。倒板层数为 3 和 5 时,同样平均分布在长度 $H = 15 \text{ mm}$ 的收敛段上,其余尺寸保持不变。

本文采用二维计算模型进行数值模拟,鉴于二维模型是上下对称的,为了节省计算资源,本文只对模型的上半部分进行仿真。图 1(b)以每层倒板顶

点为起点向喷管两侧壁面做水平线得到,在凹面腔及射流喷管内布置 A、B、C、D 4 个监测点,其中 A 点位于凹面腔底部、B 点位于收敛段喷管左侧壁面延伸线与凹面腔对称轴的交点、C 点位于收敛段喷管出口端的中点、D 点位于 C 点上方 5 mm 处。

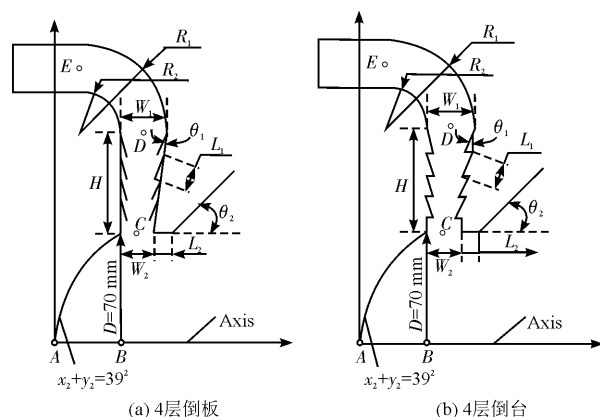


图 1 不同喷管的凹面腔模型平面示意图
Fig. 1 Concave cavity model with different nozzles

1.2 计算方法与验证

采用 FLUENT 软件进行计算,初始网格尺寸为 $\delta = 0.1 \text{ mm}$,根据压力梯度动态自适应加密网格。射流喷管入口为压力入口边界,压力 $p_{in} = 0.6 \text{ MPa}$,温度 $T_{in} = 450 \text{ K}$,射流喷管、凹面腔及尾喷管为刚性、无滑移、绝热壁面,外区域为填充空气的环境条件,压力 $p_a = 0.10 \text{ MPa}$,温度 $T_a = 300 \text{ K}$,凹面腔及尾喷管内均填充质量比为 $0.02 : 0.22 : 0.76$ 的 $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{N}_2$ 混合气,初始温度 $T_0 = 300 \text{ K}$ 。数值模拟中采用非稳态 N-S 方程和有限体积法进行求解。湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁面用标准壁面函数处理,反应机理采用 9 组分 31 个化学反应基元的反应模型^[15]。为研究倒板及倒台层数对反传压力及温度的影响,本文研究收敛段喷管内分别均布 3、4、5 层倒板或倒台的情况下,凹面腔及射流喷管内压力及温度的变化。

为验证上述计算方法是否正确,本文采用文献^[16]中的实验模型与条件进行计算,并与其实验结果进行对比,见图 2。文献中以 H_2/Air 混合气为介质,轴向入射的平面激波在凹面腔内反射聚焦并起爆爆震波,通过高速 CCD 相机拍摄得到爆震波发展过程的纹影图片,如图 2 左侧 3 幅图所示。本文的计算同样使用轴向入射的平面激波在凹面腔内聚焦起爆爆震波,得到爆震波发展的压力和温度云图,如图 2 中右侧 3 幅图所示,其中上半部分为压力云图,下半部分为温度云图。通过对比可以看出,计算结果与实验结果吻合比较好,说明本文计算方法有效。

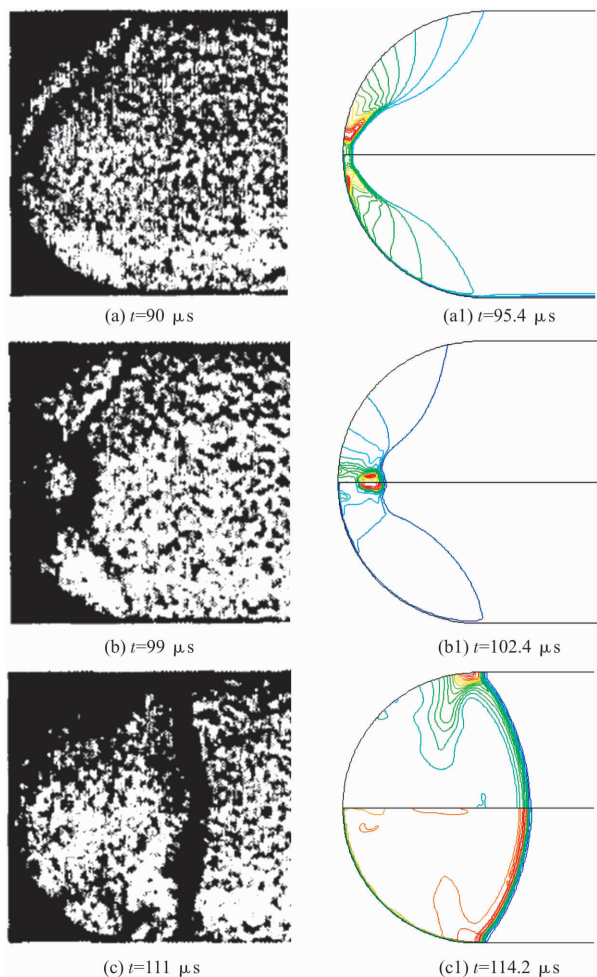


图2 计算结果与实验结果的对比

Fig. 2 Comparison between calculation and experimental results

2 计算结果与分析

关于爆震波反传的研究手段,在试验中一般是通过测量爆震波反传过程中引起的压力变化进行研究,在数值模拟中还可以通过测量反传过程的温度变化来进行研究。本文通过对比爆震波在射流喷管中反传过程中的压力和温度减少值(或者压力和温度增大值)来判断各工况的反传效果。即在反传过程中,压力和温度减少值越大(或者压力和温度增大值越小),工况的防反传效果越好。

2.1 倒板结构射流喷管的计算结果与分析

通过对4层倒板结构射流喷管模型进行数值模拟,得到图3的压力等值线图。高压气流在射流喷管内进行加速,在运动至收敛段时,由于倒板结构对气流的扰动作用,在倒板背面局部区域形成高温高压区,在压差作用下从喷口喷出并突然压缩凹面腔内静止气体,从而产生一道运动激波,本文称之为前导激波,前导激波以及紧随其后的超声速射流以圆弧形向凹面腔对称轴运动,在运动过程中前导激波强度随着

在凹腔内的扩散逐渐减弱,如图3(a)所示;随后前导激波在中轴线处对撞,对撞点压力、温度急剧上升并形成激波(本文称之为反射激波),同时超声速射流也在中轴线对撞形成对撞激波,反射激波与对撞激波叠加、耦合组成更强的激波阵面(本文称之为椭球激波),如图3(b)所示;椭球激波向四周传播,对撞形成的高压点一分为二,分别为椭球激波的2个顶点,一个沿 x 轴负方向向凹面腔底部运动,另一个沿 x 轴正方向向尾喷管运动,并在传播过程中压力、温度逐渐下降,同时,左侧未对撞部分前导激波以及紧随其后的超声速射流继续向凹面腔底部运动,如图3(c)所示;在 $t=154\ \mu\text{s}$,前导激波以及紧随其后的超声速射流与椭球激波左顶点同时到达凹面腔底部并反射、聚焦,聚焦点的压力和温度急剧升高,达到 $7.47\ \text{MPa}$ 和 $1\ 420\ \text{K}$ 并直接起爆,如图3(d)所示;随后爆震波向凹面腔开口端传播,在传播过程中压力、温度不断降低,同时在爆震波后即凹面腔内形成高压、高温区域,如图3(e)所示;爆震波继续向凹面腔开口端方向传播并到达尾喷管内,并且有一部分爆震波反传进入射流喷管,此时射流喷管外压力大于喷管内压力,阻止射流继续喷入凹面腔,如图3(f)所示。

图4是在不同倒板层数时A、B、C、D 4个点的压力和温度随时间的变化曲线图。可以看出,当射流喷管内倒板层数为3和4时,监测点A、B、C、D最大峰值温度都超过了 $3\ 000\ \text{K}$,最大峰值压力都超过 $3.5\ \text{MPa}$,说明这2种情况下均可成功起爆爆震波。而当倒板层数为5时,监测点A峰值压力比较高,但是峰值温度小于 $1\ 500\ \text{K}$,而监测点B、C、D的峰值压力都小于 $2.5\ \text{MPa}$,峰值温度都小于 $1\ 500\ \text{K}$,说明这种情况未起爆爆震波,只是点燃混合气,实现缓燃燃烧。导致未起爆爆震的原因是射流喷管中安装的倒板结构对射流产生影响,倒板层数越多,射流在通过射流喷管后的总压损失越多,凹面腔底部的激波聚焦区域能量越小,越不容易起爆爆震波。

在图4(a)中只有1个压力和峰值温度,这是因为监测点A位于凹面腔底部顶点处,既是激波聚焦点,同时是爆震起爆点,由于倒板层数为5层时没有起爆爆震波,所以其峰值温度只有不到 $1\ 500\ \text{K}$,这是激波聚焦点燃混合气产生缓燃燃烧导致的。在图4(b)中,第1个峰值是前导激波以及紧随其后的超声速射流在中轴线处对撞导致的,第2个峰值则是爆震波传播至监测点B时引起的。高压气流在喷管内流动过程中,其前锋经过监测点C、D时引起压力和温度小幅脉动,即在图4(c)和图4(d)中的第1个峰值,第2个峰值则是爆震波传播进入射流喷管引起的反传压力和反传温度。

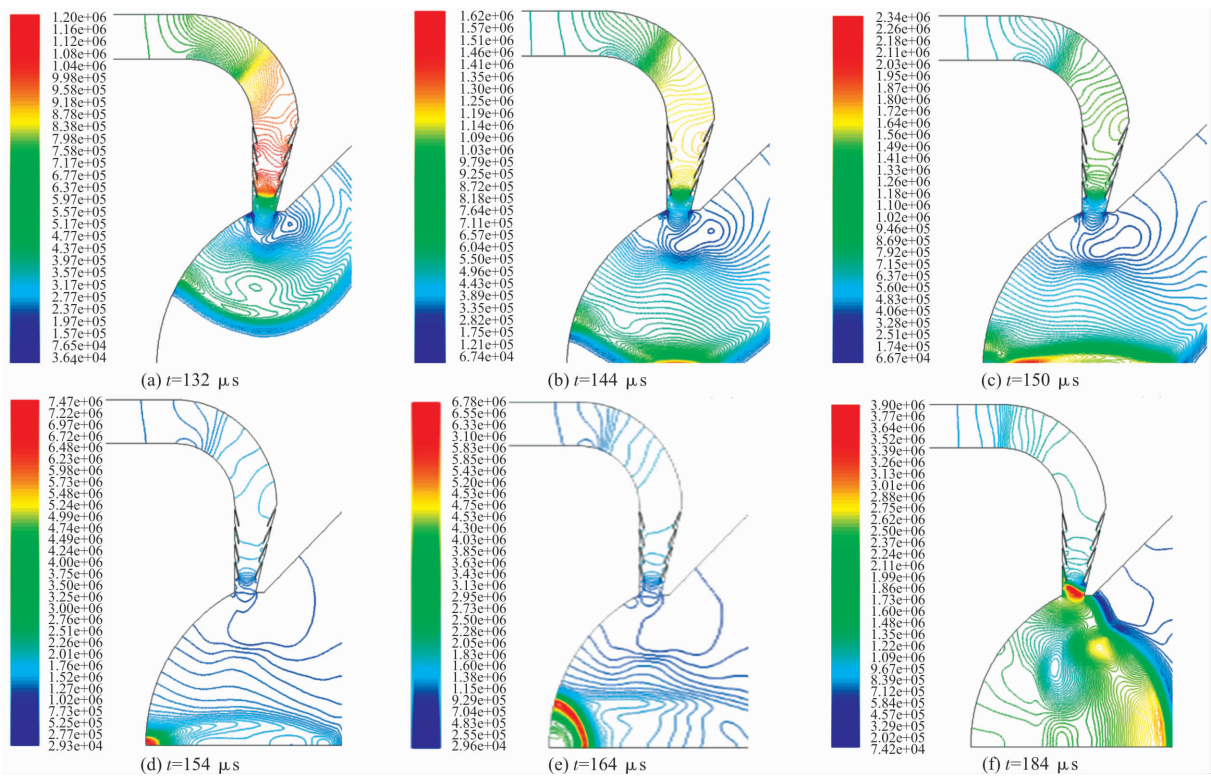


图 3 压力云图

Fig. 3 Contour maps of pressure

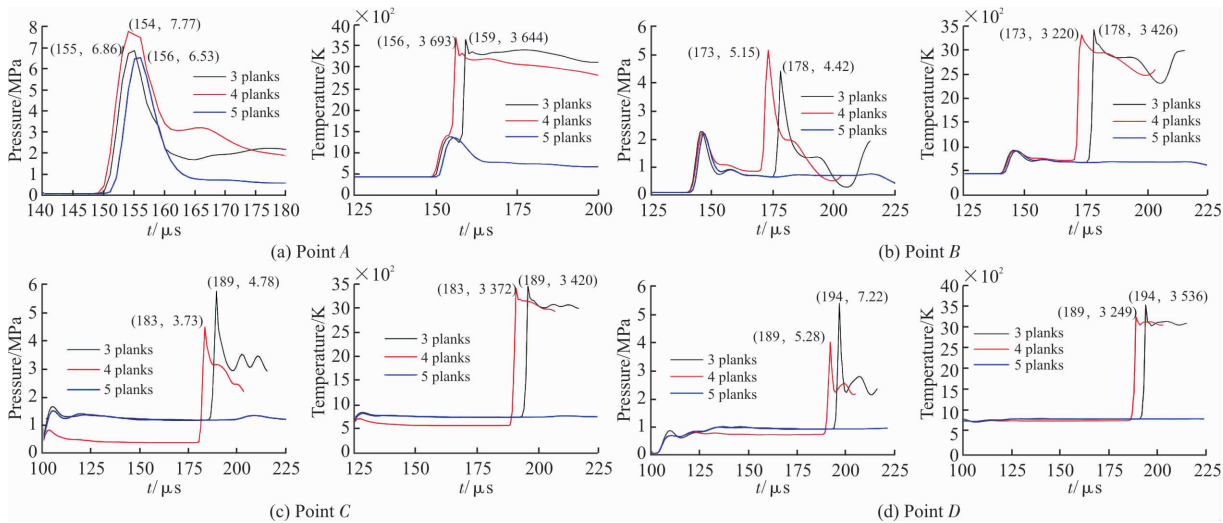


图 4 不同倒板层数条件下各观测点压力和温度变化曲线

Fig. 4 Pressure and temperature histories of different points with different planks

从图 4(a)可以看出,射流喷管内倒板层数为 4 时峰值压力和峰值温度到达时间(即激波聚焦起爆爆震时间)较早,峰值压力和温度较高;从图 4(d)可以看出,倒板层数为 4 时峰值到达时间早,峰值压力和温度(即反传压力和温度)较低。倒板层数为 3 时,监测点 C、D 2 点峰值到达时间相差 5 μs ,峰值压力增加 2.44 MPa,峰值温度增加 116 K;倒板层数为 4 时,监测点 C、D 2 点峰值到达时间相差 6 μs ,峰值压力增加 1.55 MPa,峰值温度减小 123 K。即倒板层数为 4 时爆震波传播速度慢,峰值压力增加量小,温度略微降低。

表 1 是直观对比 3 种不同倒板层数时的数值模拟结果,从中可以看出,安装 4 层倒板时激波聚焦效果最好,防止压力和温度反传效果相对最好。

表 1 不同倒板层数时计算结果对比

Tab. 1 Comparison of calculation results with different planks						
层数	是否起爆	起爆时间/ μs	起爆压力/MPa	起爆温度/K	C、D 峰值压力增加/MPa	C、D 峰值温度增加/K
3	是	159	6.66	3644	2.44	116
4	是	156	7.77	3693	1.55	123
5	否					

2.2 倒台结构射流喷管的计算结果与分析

超声速射流在安装倒台结构射流喷管内喷出后激波对撞、反射聚焦、起爆爆震波、爆震波传播并反传进入射流喷管的过程与在倒板结构中相似。

图 5 是在不同倒台层数时 A、B、C、D 4 个点的压力和温度随时间的变化曲线。由图 4 可以看出,在 3 种倒台层数的情况下,监测点 A、B、C、D 最大峰值温度都超过了 3 000 K,最大峰值压力都超过 3.9 MPa,说明这 3 种情况下均可成功起爆爆震波。与 2.1 节类似,爆震波在凹面腔内的传播过程中压力逐渐降低,而爆震波在射流喷管内传播时,其压力却大幅升高,这也是喷管内空间相对狭小封闭,爆震产生的高温高压无法及时泄出所导致的。

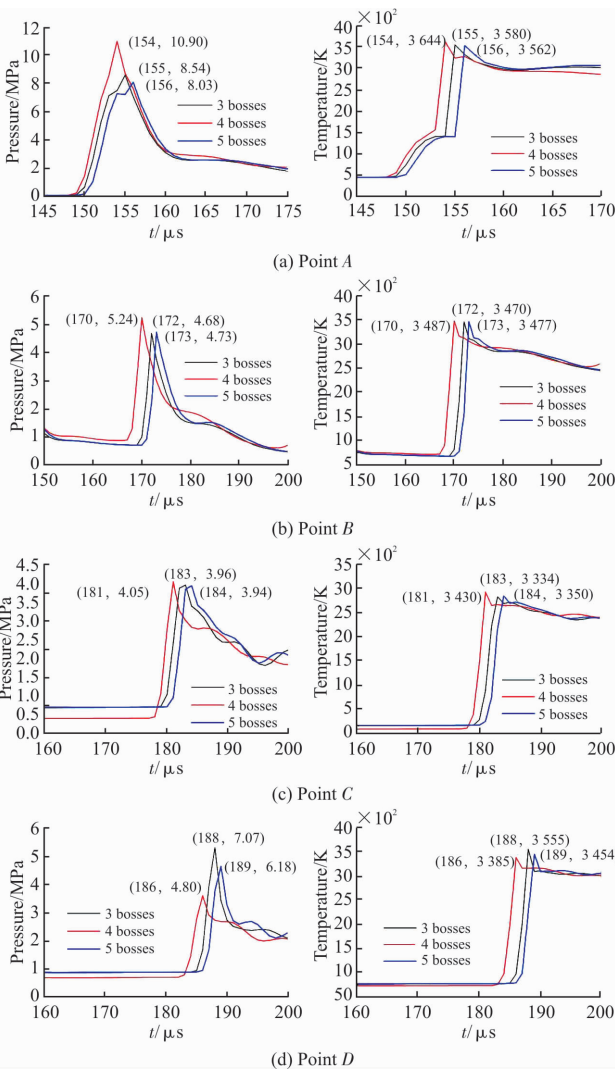


图 5 不同倒台层数条件下各观测点压力和温度变化曲线
Fig. 5 Pressure and temperature histories of different points with different bosses

从图 5(a)可以看出,倒台层数为 4 时峰值压力和峰值温度到达时间(即激波聚焦起爆爆震时间)最早,峰值压力和温度最高;从图 5(d)可以看出,倒台层数为 4 时峰值到达时间最早,峰值压力

和温度(即反传压力和温度)最低。倒台层数为 3 时,监测点 C、D 2 点峰值到达时间相差 5 μs ,峰值压力增加 3.09 MPa,峰值温度增加 221 K;倒台层数为 4 时,C、D 2 点峰值到达时间相差 5 μs ,峰值压力增加 0.75 MPa,峰值温度减小 45 K;倒台层数为 5 时,监测点 C、D 2 点峰值到达时间相差 5 μs ,峰值压力增加 2.24 MPa,峰值温度增加 104 K。即不同倒台层数情况下爆震波传播速度相同,倒台层数为 4 时峰值压力增加量最小,温度略微降低。

直观对比 3 种不同倒台层数时的数值模拟结果,见表 2。从中可以看出,安装 4 层倒台时激波聚焦效果最好,防止压力和温度反传效果相对最好。

表 2 不同倒台层数时计算结果对比
Tab. 1 Comparison of calculation results with different bosses

层数	是否起爆	起爆时间/ μs	起爆压力/MPa	起爆温度/K	C、D 峰值压力增加/MPa	C、D 峰值温度增加/K
3	是	155	8.54	3 580	3.09	221
4	是	154	10.90	3 655	0.75	-45
5	是	156	8.03	3 562	2.24	104

3 结论

1)倒板结构射流喷管内倒板层数为 3、4 时成功起爆爆震,层数为 5 时未起爆爆震;倒板层数为 4 时,激波聚焦起爆效果最好,且在降低反传压力和温度方面效果相对较好,但是实际上并没有对压力和温度有明显的降低作用。

2)倒台结构射流喷管内倒台层数为 3、4、5 时都成功起爆爆震;倒台层数为 4 时,激波聚焦起爆效果最好,且在降低反传压力和温度方面效果相对较好,但是实际上并没有对压力和温度有明显的降低作用。

3)文中提出的 2 种防反传结构并不能有效地防止压力与温度的反传,爆震波在射流喷管中能够自持传播。

4)本文的模型内条件为静止混合气,没有考虑连续射流对压力和温度反传的作用,导致结果并不理想,下一步将进行连续射流情况下倒板及倒台结构对于防止压力和温度反传的作用研究。

参考文献(References):

[1] EVIN V A , NECHAEV J N , TARASOV A I. A New Approach to Organizing Operation Cycles in Pulse Detonation Engines[C]. Moscow: High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Con-

- trol, 2001;223-238.
- [2] 张强,陈鑫,何立明,等. 矩形喷口欠膨胀超声速射流碰撞的实验研究[J]. 物理学报, 2013, 62(8): 368-383.
- ZHANG Q, CHEN X, HE L M, et al. An Experimental Study of Rectangular Under-Expanded Supersonic Jets Collision[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(8): 368-373. (in Chinese)
- [3] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 横向爆震射流起爆爆震过程的数值模拟[J]. 应用力学学报, 2010, 27(3): 543-548.
- ZENG H, HE L M, ZHANG X W, et al. Simulation of Transverse Detonation Jet Initiation Process[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2010, 27(3): 543-548. (in Chinese)
- [4] 李海鹏,何立明,陈鑫,等. 凹面腔内激波聚焦起爆爆震波过程的数值模拟[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 87-91.
- LI H P, HE L M, CHEN X, et al. Numerical Investigation of Detonation Initiation by Shock Wave Focusing over Paraboloid Reflector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1):87-91. (in Chinese)
- [5] 荣康,何立明,张建邦,等. 喷口导流环结构对激波聚焦起爆的影响分析[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 299-305.
- RONG K, HE L M, ZHANG J B, et al. Investigation on the Effects of Deflector Structure on Detonation Initiation by Shock Wave Focusing[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 299-305. (in Chinese)
- [6] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 入射喷口宽度对环形射流激波聚焦起爆爆震的影响分析[J]. 空气动力学报, 2011, 29(4):501-507.
- ZENG H, HE L M, ZHANG X W, et al. Investigation on the Influence of Jet Width on Detonation Initiation via Imploding Annular Shock Waves[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4):501-507. (in Chinese)
- [7] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 环形射流初始压力对激波聚焦起爆的影响分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9):1964-1970.
- ZENG H, HE L M, ZHANG X W, et al. Investigation on the Influence of Jet Pressure on Detonation Initiation via Imploding Annular Shock Waves [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1964-1970. (in Chinese)
- [8] 曾昊,何立明,吴春华,等. 不同形式扩张喷管对两级PDE性能的影响[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1139-1146.
- ZENG H, HE L M, WU C H, et al. Investigation for Effects of Diverging Nozzles on Two-Stage PDE Performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8):1139-1146. (in Chinese)
- [9] LEYVA I V, TANGIRALA V. Investigation of Unsteady Flow Field in a 2-Stage PDE Resonator[Z]. AIAA 2003-715.
- [10] TANGIRALA V E, DEAN A J, CHAPIN D M. Pulsed Detonation Engine Processes: Experiments and Simulations [J]. Combustion Science Technology, 2004, 176(10):1779-1808.
- [11] NORI V, LERMA N, GUSTAVSSON J, et al. Forced Oscillations in a Mixed-Compression Inlet at Mach 3.5 for Pulse Detonation Engine Systems [J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128(3): 494-506.
- [12] COOPER M, JEWELL J, SHEPHERD J E. The Effect of a Porous Thrust Surface on Detonation Tube Impulse [Z]. AIAA 2003-4822.
- [13] MA F H, CHOI J Y, YANG V. Numerical Modeling of Valveless Airbreathing Pulse Detonation Engine[Z]. AIAA 2005-227.
- [14] BROPHY C M, WERNER L S, SINIBALDI J O. Performance Characterization of a Valveless Pulse Detonation Engine[Z]. AIAA 2003-1344.
- [15] KONNOV A A. Remaining Uncertainties in the Kinetic Mechanism of Hydrogen Combustion[J]. Combustion and Flame, 2008, 152(4): 507-528.
- [16] YUNGSTER S. Analysis of Nozzle Effects on Pulse Detonation Engine Performance [C]//41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. USA: AIAA, 2003: 1-12.

(编辑: 姚树峰)