

能源与动力学院

023

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	孟祥海 王锁芳	硕士生 正高	023 023	多出口复杂转-静盘腔预旋系统流量分配的数值研究	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛
2	韩启祥 张义宇 侯晓静	正高 副高 硕士生	023 023 023	障碍物对激波触发爆震波影响的数值研究	推进技术	2009年30卷2期
3	张彭岗 何小民 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	不同端面密封条件下缓燃-爆震转换特性试验	航空动力学报	2009年24卷1期
4	张彭岗 何小民 李建中 张靖周	博士生 正高 副高 正高	023 023 023 023	丙烷爆震特性的试验	航空动力学报	2009年24卷6期
5	何小民 许金生 苏俊卿	正高 硕士生 硕士生	023 023 023	驻涡燃烧室燃烧性能试验	航空动力学报	2009年24卷2期
6	韩东 阮建平 梁林	副高 硕士生 博士生	023 023 023	传热传质分离式太阳能吸收式制冷机实验研究	太阳能学报	2009年30卷9期
7	韩东 彭涛 梁林 夏军	副高 高工 博士生 高工	023 江苏乐科 023 江苏乐科	基于蒸汽机械再压缩的硫酸铵蒸发结晶实验	化工进展	2009年28卷
8	韩东 方磊	副高 硕士生	021 021	基于流线跟踪算法的气动热工程计算研究	航空动力学报	2009年24卷1期
9	韩东 彭涛 李强	副高 高工 本科生	023 江苏乐科 023	重力热管对梗稻堆的温度分布影响试验研究	中国粮油学报	2009年24卷4期
10	单华伟 韩东 毛靖	硕士生 副高 硕士生	023 023 023	某小型发动机控制器热设计及仿真	中国航空学会第八届小发动机学术会议	2009江苏南京
11	白忠恺 韩东	硕士生 副高	023 023	转炉半导体温差发电系统结构设计及数值模拟	节能技术	2009年27卷6期
12	梁林 韩东	博士生 副高	023 023	蒸汽机械再压缩蒸发器的实验研究	化工进展	2009年28卷增刊
13	张净玉 常海萍 王慧元	副高 正高 硕士生	023 023 023	球形离散颗粒抑制尾喷流红外辐射传输数值模拟	航空动力学报	2009年24卷6期
14	黄玥 唐豪	博士生 正高	023 023	多管脉冲爆震发动机共用喷管特性的数值模拟研究	南京航空航天大学学报	2009年41卷4期
15	黄玥 唐豪	博士生 正高	023 023	煤油/空气小管径脉冲爆震发动机探索性研究	航空学报	2009年30卷11期
16	余德君 唐豪	硕士生 正高	023 023	障碍物管道中激波诱导火焰的数值模拟研究	中国工程热物理学会燃烧学分会会议	2009安徽合肥
17	唐豪 黄玥	正高 博士生	023 023	两相微小尺寸脉冲爆震发动机的机理研究	第一届爆轰与爆震发动机研讨会	2009北京
18	常飞 常海萍 常国强 唐婵 单学庆	硕士生 正高 博士生 硕士生 工程师	023 023 023 023 606所	波纹曲面气膜冷却特性数值模拟	工程热物理学报	2009年30卷12期
19	常国强 常海萍 常飞 胡晓东 单学庆	博士生 正高 硕士生 硕士生 工程师	023 023 023 023 606所	多孔纵向波纹表面气膜冷却效率实验研究	航空动力学报	2009年24卷3期
20	唐婵 常海萍	硕士生 正高	023 023	发散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性	航空动力学报	2009年24卷1期
21	夏婕 常海萍	博士生 正高	023 023	离心力场下多孔介质中热驱动的稳定分析	中国科学技术大学学报	2009年39卷6期
22	赵国艳 常海萍 金峰 金展秀	硕士生 正高 副高 本科生	023 023 023 023	基于蒙特卡洛方法的辐射光谱的计算	工程热物理学报	2009年30卷3期
23	唐婵 常海萍	硕士生 正高	023 023	发散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性研究	燃气轮机技术	2009年22卷1期
24	王玉梅 常海萍 王寅会	硕士生 正高 硕士生	023 023 023	新型层板隔热屏换热效果数值研究	中国工程热物理学术会议	2009山东青岛

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
25	李娜 吉洪湖 杨超	博士生 正高 硕士生	023 023 023	涡轮叶片内部沿周向分布的竹节孔换热特性	航空动力学报	2009年24卷1期
26	白花蒂 吉洪湖 纪国剑 曹广州	硕士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	指式密封泄漏特性的实验研究	航空动力学报	2009年24卷3期
27	帅海山 吉洪湖 纪国剑 黄云霞	硕士生 正高 博士生 硕士生	023 023 023 023	篦齿封严静止实验段侧壁对流动的影响研究	中国航空学会第八届小发动机学术会议	2009江苏南京
28	刘常春 吉洪湖 李娜	硕士生 正高 博士生	023 023 023	二元S弯喷管红外辐射特性数值研究	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛
29	陈俊 吉洪湖	博士生 正高	023 023	涡扇发动机轴对称塞式喷管红外特性的计算研究	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛
30	曹广州 吉洪湖 纪国剑	博士生 正高 博士生	023 023 023	刷式封严使用初期泄漏水平的变化	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛
31	朱强华 吉洪湖	博士生 正高	023 023	单孔平板蒸汽射流冲击换热的数值研究	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛
32	张晶 吉洪湖 张勃	硕士生 正高 副高	023 023 023	掺混角对致密多斜孔壁冷却效果的影响	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛
33	郑姝 吉洪湖 陈俊 张勃	硕士生 正高 博士生 副高	023 023 023 023	真实工况火焰筒多斜孔壁传热的数值模拟	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2009山东青岛

多出口复杂转-静盘腔预旋系统 流量分配的数值研究

孟祥海, 王锁芳

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

(Tel: 15952022793, Email: mygic_m@163.com)

摘要: 采用数值的方法对复杂转-静盘腔预旋系统内的流动进行了模拟, 主要针对不同的影响因素(预旋角、盘间距、旋转雷诺数、下部缝隙尺寸)对盘腔各出口流量分配比例的影响规律进行了研究。结果表明: 盘间距对流量比例基本没有影响; 预旋角对流量比例的影响较小; 随着旋转雷诺数增大, 上部缝隙流量比例逐渐增大, 中间接受孔和下部缝隙流量比例逐渐减小; 随着下部缝隙尺寸的增加, 上部缝隙流量比例基本不变, 中间接受孔流量比例逐渐减小, 下部缝隙流量比例逐渐增大。

关键词: 转-静盘; 预旋; 流量比例; 数值模拟

0 前言

在现代发动机设计中, 预旋冷却结构已经逐渐被采用。这种结构不仅可以有效降低转盘的平均温度, 使转盘的径向温差减小, 降低热应力, 还可以降低气流的相对总温, 增大气流对涡轮叶片的冷却能力^[1]。在航空发动机中, 经过预旋降温后的冷却气体主要用于冷却涡轮叶片。但是由于转-静盘之间存在间隙, 冷却气体进入转-静盘腔后分为多股^[2]。其中大部分气流流经涡轮盘上的接受孔进入叶片内冷通道对叶片进行冷却, 一部分冷气从上部篦齿封严处泄漏到主燃气通道中, 防止燃气入侵, 还有一部分冷气从下部篦齿封严处泄露到其他腔室。这就形成了一个进口三个出口的流动结构。

为了有效的对涡轮叶片进行冷却, 需要使更多的冷却气体进入叶片冷却通道, 因此需要对影响流量分配比例的因素进行了解。在已有的涡轮盘腔预旋系统研究文献中, 对流量分配的研究很少, 大多数都是将盘腔结构理想化^[3-5], 即忽略了转子和静子之间的冷气泄露。本文针对三个出口的复杂转-静盘预旋系统进行了数值模拟研究, 并对影响流量分配的因素进行了分析。

1 计算模型

图 1 所示为计算的预旋进气旋转盘腔模型。盘面的外半径为 $b=275\text{mm}$, 内半径 $a=168.5\text{mm}$, 预旋孔出口到接受孔之间的距离 $G=s/b=0.0545$ 、 0.0727 、 0.0909 、 0.1091 ; 36 个

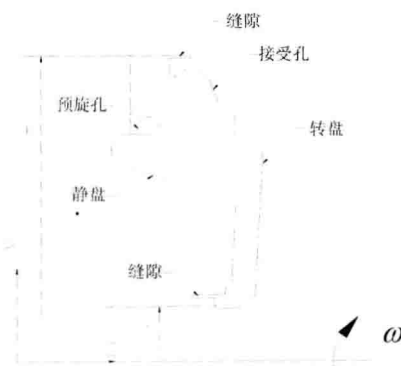


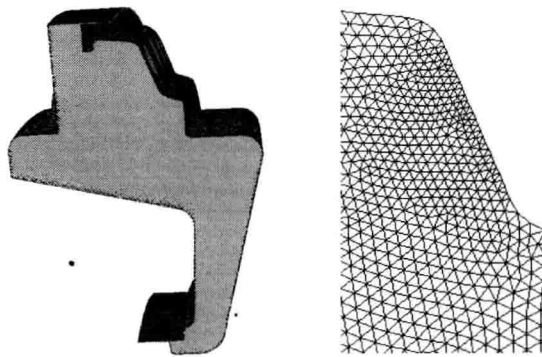
图1 计算模型

预旋孔沿静盘周向均匀分布,其直径为 8mm,径向位置为 248mm,预旋角 $\theta=18^\circ$ 、 22° 、 26° 、 30° ; 81 个接受孔沿转盘周向均匀分布,其直径为 10.5mm,径向位置为 261mm;上部缝隙尺寸为 0.4mm,下部缝隙尺寸为 0.45mm。整个系统只有转盘绕 Z 轴旋转。

2 计算方法

本文采用 FLUENT 商业软件进行计算。计算中采用迪卡尔惯性坐标系;用有限体积法对各物理量进行离散;采用 RNG $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型,对近壁区采用壁面函数法进行处理;计算方法采用 SIMPLE 算法;只选取气体域作为计算域;计算中空气设为理想气体。

由于本模型结构上具有周期性特点,因此选取 1/9 的转-静盘腔建立三维模型进行网格划分。由于本模型结构复杂,因此采用非结构化



(a) 体网格

(b) 出口处加密网格

图 2 网格划分

网格(图 2 (a)),在进、出口处网格相对较密(图 2 (b)),计算域整体网格约在 70 万~120 万之间。

计算域的边界条件设置:进口设为压力入口;出口设为压力出口;周期性面为周期性边界条件;盘腔固壁绝热,采用无滑移速度条件。

$$\text{定义旋转雷诺数: } Re_\theta = \rho \omega b^2 / \mu \quad (1)$$

其中, ρ 为空气的密度 (kg/m^3), ω 为转盘的旋转角速度 (rad/s), μ 为空气的动力粘度 ($\text{kg/m} \cdot \text{s}$)。

$$\text{定义无量纲质量流量: } C_w = \dot{m} / \mu b \quad (2)$$

其中 $\dot{m}$ 为空气的质量流量 (kg/s)。

3 结果与分析

图 3 为转盘转速相同,压力和进气流量不同时,盘间距对流量分配比例的影响。由两幅图可以看出,随着盘间距 G 的增大,中间接受孔处的流量比例基本保持不变,上部缝隙处的流量比例逐渐减小,下部缝隙处的流量比例逐渐增加,但是变化量都很小,说明盘间距对流量分配比例的影响比较小。这是由于盘间距的改变主要影响了气流在轴向方向的流动特性,而影响流量分配的主要因素是径向方向的流动特性,因而盘间距的改变对流量分配的影响几乎可以忽略。

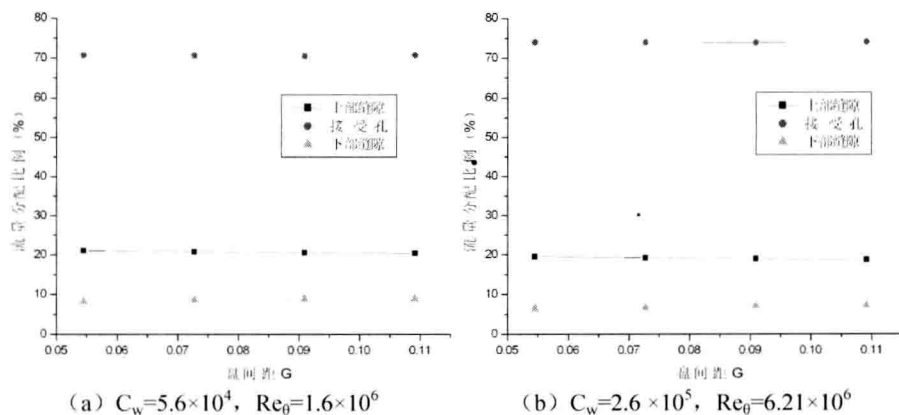


图3 盘间距对流量分配的影响

图4为转盘转速相同,压力和进气流量不同时,预旋角度对各出口流量分配比例的影响。由图中可以看出,在计算工况范围内,随着预旋角度 θ 的增大,三处出口口的流量比例都有小幅度的振荡,但是变化量基本都在1%以内,因此说明预旋角度对流量分配比例的影响也是比较小的。其原因与盘间距的原因基本一样。由于在本计算模型中,预旋孔与轴线之间角度为零,因此改变预旋角时,在径向方向对流动的影响很小,所以预旋角度的改变对流量分配的影响就很小。

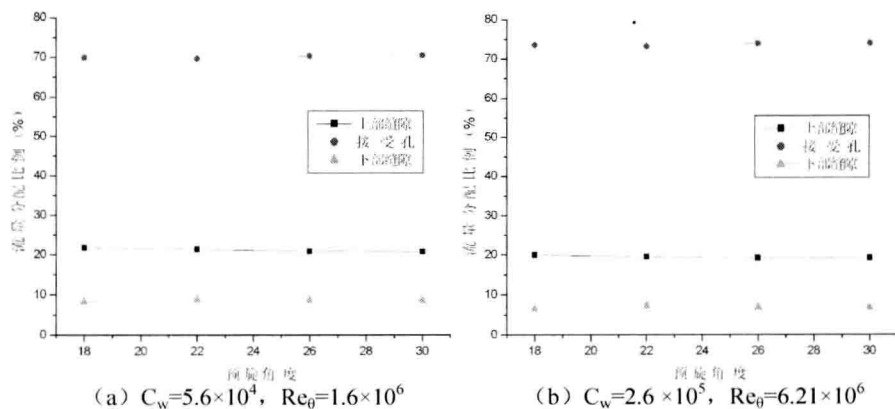


图4 预旋角对流量分配的影响

图5为转盘转速相同,压力和进气流量不同时,旋转雷诺数 Re_0 对流量分配比例的影响。从图中可以看出,在计算工况范围内,随着 Re_0 的增大,上部缝隙的流量比例逐渐升高,中间接受孔和下部缝隙的流量比例逐渐降低,而且各出口的变化量比较明显。这是由于随着 Re_0 的增大,盘腔内气流在离心力的作用下,逐渐向盘腔上部聚集,因此造成上部缝隙流量比例增大,其他两处出口流量比例减小。盘腔内的流动随 Re_0 增大的变化可见图6。图6为 $\theta=30^\circ$, $G=0.0727$, $C_w=5.6 \times 10^4$ 时不同旋转雷诺数下盘腔内的流线图。从图中可以看出,随着 Re_0 的增大,盘腔中部的大涡受到挤压逐渐产生变形,而在盘腔中部靠下位置处的小涡则逐渐被推向外部,并且在下方有新的涡生成,说明流体有逐渐向上部挤压的趋势。因此造成各出口流量分配比例产生变化。

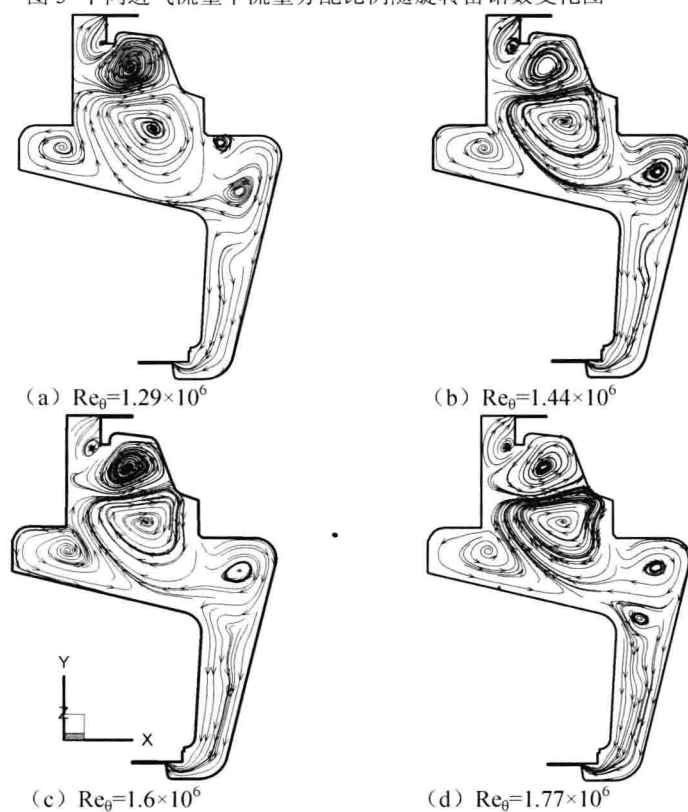
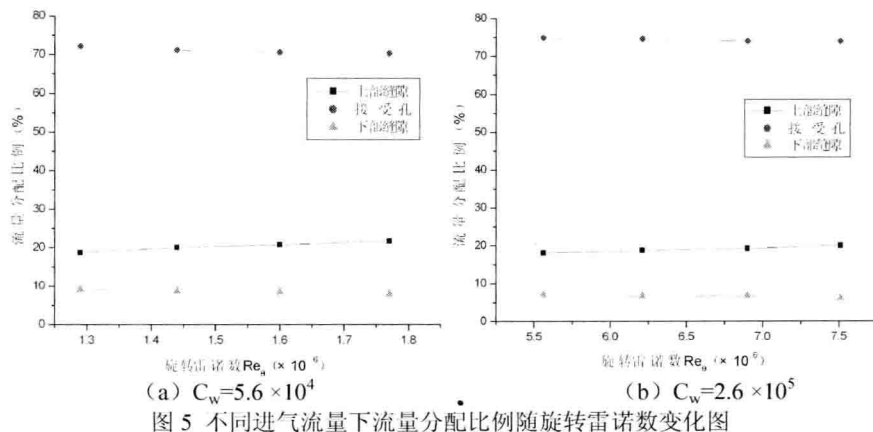


图 6 $\theta = 30^\circ$, $G = 0.0727$, $C_w = 5.6 \times 10^4$ 时不同 Re_θ 下盘腔内流线图

图 7 为预旋角度 $\theta = 30^\circ$, 盘腔间距 $G = 0.0727$, 旋转雷诺数 $Re_\theta = 1.6 \times 10^6$, 进气流量 $C_w = 5.6 \times 10^4$, 上部缝隙尺寸和中间接受孔直径保持不变时, 下部缝隙尺寸的改变对流量分配比例的影响。从图中可以看出, 在计算工况范围内, 随着下部缝隙尺寸的增大, 上部缝隙流量比例基本不变, 中间接受孔处流量比例逐渐减小, 下部缝隙流量比例逐渐增大, 而且两处变化量都比较大, 说明出口几何尺寸的变化对流量分配比例的影响也是比较大的。这是因为随着下部缝隙尺寸的增大, 下部出口口面积逐渐增大, 因而下部缝隙流量比例逐渐增加; 而下部尺寸的改变主要影响了盘腔内中下部的流动, 因此上部缝隙流量比例基本不变, 中间接受孔流量比例逐渐减小。

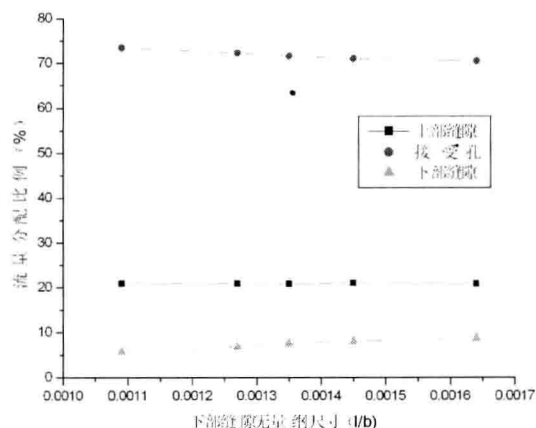


图 7 $\theta=30^\circ$, $Re_0=1.6 \times 10^6$ 时流量比例随下部缝隙变化图

4 结 论

本文针对多出口复杂转-静盘预旋系统进行了数值模拟研究,在计算工况范围内,得出如下结论:

- (1) 盘间距对流量分配比例基本没有影响。
- (2) 预旋角度对流量分配比例的影响较小。
- (3) 旋转雷诺数对流量分配的影响较大。随着旋转雷诺数的增大,上部缝隙流量比例逐渐增大,中间接受孔和下部缝隙流量比例逐渐减小。
- (4) 几何尺寸的改变对流量分配的影响较大。当上部缝隙尺寸和中间接受孔直径不变时,随着下部缝隙尺寸的增加,上部缝隙流量比例基本不变,中间接受孔流量比例逐渐减小,下部缝隙流量比例逐渐增大。

参考文献

- [1] 罗 翔,徐国强,陶 智,丁水汀. 30° 预旋进气转盘流动与换热特性的实验. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3):290-293.
Luo Xiang, Xu Guoqiang, Tao Zhi, Ding Shuiting. Flow and heat transfer in rotor-stator system with pre-swirl angle of 30° . Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3):290-293.
- [2] 罗 翔,徐国强,蔡 毅,陶 智,丁水汀等. 中心进气转静盘腔的流量分配特性试验. 航空动力学报, 2007, 22(6):874-876.
LUO Xiang, XU Guo-qiang, CAI Yi, TAO Zhi, DING Shui-ting. Experimental study of flow distribution characteristics for a rotor-stator system. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6):874-876.
- [3] 朱强华. 预旋孔径向位置变化对转-静盘腔内换热影响的研究[D]. 南京航空航天大学, 2006.
Zhu Qianghua. Studies of the heat transfer in a rotor-stator cavity with the change of the radial position of pre-swirl nozzle (D). Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [4] Owen J M, Bilimoria E D. Heat transfer in rotating cylindrical cavities [J]. Int. J. Heat Mass Transfer, 1977, 19(4):175-187.
- [5] Wilson M, Pilbrow R, Owen J M. Flow and heat transfer in a pre-swirl rotor-stator system [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119:364-373.

障碍物对激波触发爆震波影响的数值研究^{*}

韩启祥, 张义宁, 侯晓静

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了研究不同几何形状障碍物对激波触发爆震波的影响, 对氢气/空气混合物在不同马赫数的激波作用下的爆震波触发过程进行了数值模拟与分析。研究发现, 对于不同几何结构的障碍物, 触发爆震波的机理不同, 热点的产生可以是激波与激波的相互作用, 也可以是激波与壁面的相互作用。对于堵塞比较小的障碍物, 合理结构设计可以使成功触发爆震波的激波马赫数进一步减小。

关键词: 脉冲爆震发动机; 激波; 爆震波; 数值仿真

中图分类号: V231.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 02-0213-06

Numerical investigation of obstacle influence on detonation initiation via shock

HAN Qi-xiang, ZHANG Yi-ning, HOU Xiao-jing

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the influence of obstacle geometry on detonation initiation via shock, the process of detonation initiation in hydrogen-air mixture was calculated with different Mach number shocks. Analytical results indicate the principle of detonation initiation was different with obstacle geometry, and the hot-spots were produced with the interaction of shock and shock, or shock and wall. For obstacles with small blockage ratio, the Mach number for shock initiating detonation can fall with well-designed geometric structure of obstacle.

Key words: Pulse detonation engine; Shock wave; Detonation; Numerical simulation

1 引 言

爆震燃烧热效率高, 如何在较短时间或者距离内触发爆震波, 成为研究的焦点^[1,2]。直接触发爆震波需要非常大的能量, 小点火能量条件下缓燃向爆震的转换过程 (DDT) 在时间和空间尺度上都不利于 PDE 的工程应用, 为了在爆震管轴向上尽可能接近点火位置处触发爆震波, 通常要设置一些紊流发生装置用来加速火焰的传播, 进而获得一定强度的激波, 当激波与设置在爆震管内的障碍物作用后, 激波反射或绕射聚焦都将增强局部的压力和温度, 在适当的条件下形成“热点” (hot-spots), 从而触发爆震燃烧^[3,4]。激波起爆是高速激波、火焰及障碍物的相互作用的结

果^[5], 爆震波产生的时间及距离均比较小^[6], 可实现高频爆震。另一方面, 由障碍物引起的阻力损失对爆震管的推进性能产生负面影响, Witt^[7]采用圆盘与孔板的组合装置通过激波反射成功触发爆震, 但试验中孔板的堵塞比较大, 达到 86%, 这在 PDE 工程应用中是不切实际的。本文重点研究激波触发氢气/空气混气的爆震波过程, 并通过触发爆震波所需激波的程度分析障碍物几何结构对爆震触发的影响规律。

2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

模型 1 如图 1 所示, 激波从直径 50 mm 的管道通过 45° 扩展角传入直径 85 mm 的大管, 在大管内设

^{*} 收稿日期: 2008-07-08; 修订日期: 2008-12-16。

基金项目: 航空科学基金项目资助 (05C52024)。

作者简介: 韩启祥 (1968—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为燃烧及脉冲爆震发动机。

E-mail: hqx205@nuaa.edu.cn

置如图所示的锥形体,顶角为 60° ,底面直径 60 mm,堵塞比为 0.498,计算过程中采用二维的轴对称计算模型,省略新鲜混气充填过程,假设管中充满均匀的可爆混气。

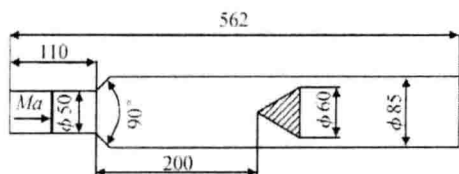


Fig. 1 Physical model 1

模型 1 重点研究激波经过障碍物时与锥形体、管壁发生的相互作用,以及入射激波强度对触发爆震波形成和发展的影响。计算中采用氢气和空气的化学恰当比混合物,初始温度为 320 K,初始压力 0.101 325 MPa。

实际的 PDE 爆震燃烧室中,在成功触发爆震波的前提下,需要尽可能的减小障碍物的堵塞比,物理模型 2 (如图 2) 通过改变障碍物的几何参数 (如图 3),以研究爆震波触发的一般规律。

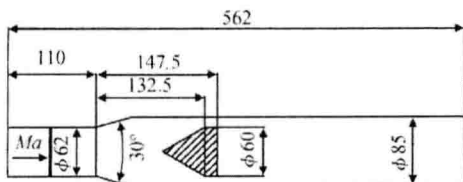


Fig. 2 Physical model 2

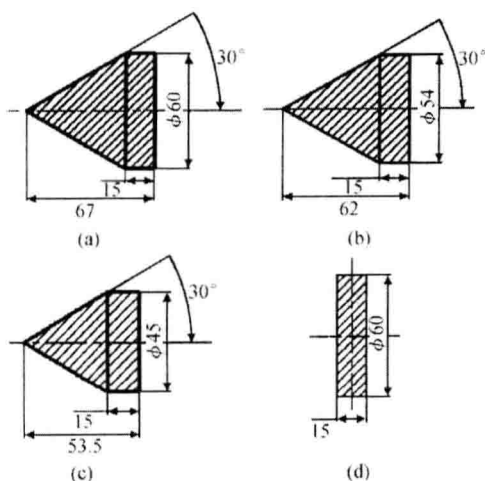


Fig. 3 Obstacles structure

2.2 计算方法

本文主要研究激波与障碍物作用触发爆震波的过程,粘性在流动和起爆过程中的作用很小,因此可

以忽略粘性耗散的影响,控制方程选用轴对称多组分守恒型 Euler 方程组,采用时间分裂算法将流动和化学反应解耦后分别求解。流动控制方程采用基于非结构四边形网格的中心型有限体积方法进行离散,并采用 Muscle Hancock 格式进行求解从而达到空间、时间二阶的求解精度。同时为了更好地捕捉流场细节信息,采用网格自适应方法,其中网格加密以密度的二阶变化量与密度的一阶变化量的比值 ϵ_T 的大小来判定

$$\epsilon_T = \text{Max} \left[\frac{|\nabla_i \rho|_e - |\nabla_i \rho|_i}{\alpha_f \rho_c / dl + |\nabla_i \rho|_i}, \frac{|\nabla_i \rho|_e - |\nabla_i \rho|_i}{\alpha_f \rho_c / dl + |\nabla_i \rho|_i} \right]$$

式中 $\nabla_i \rho$ 表示沿节点方向的密度梯度, i, j 表示具有一定方向的节点位置; α_f 为防止分母为零的参数,同时可以过滤流动变量的极小值,当某个位置的变化幅值比 $\alpha_f \rho_c$ 小得多,则相应的截断误差也取很小值,网格无需再细化。程序中当网格的 $\epsilon_T < 0.05$ 时候进行网格加密,当 $\epsilon_T > 0.08$ 时进行网格稀疏,图 4 为激波传播到锥体后网格自适应处理后的结果,加密后的最小网格尺度为 0.05 mm。

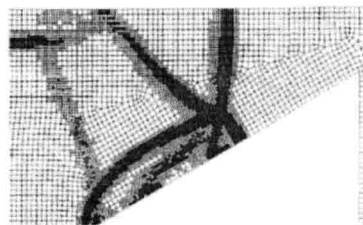


Fig. 4 Computation grid when shock wave interacting with obstacle

流场中的化学反应对起爆过程影响很大,为了提高数值结果的可靠性,选用了 11 种组分 ($\text{H}_2, \text{O}_2, \text{O}, \text{H}, \text{OH}, \text{HO}_2, \text{H}_2\text{O}_2, \text{H}_2\text{O}, \text{N}_2, \text{N}, \text{NO}$) 23 个反应的基元反应模型,利用 CHEMKN 程序包求解化学反应。对于多组分化学反应动力学系统,由于不同物质的反应特征时间相差很大,导致复杂反应系统出现刚性,因此计算过程采用了 DVode 程序来求解化学反应刚性微分方程组。

2.3 计算程序的验证

为了对计算程序的可靠性进行初步检验,计算了一维静止的高温高压区诱导可燃气体的起爆过程。混气为化学恰当的氢气/空气可燃混气,初温为 300 K,初压为 0.101 MPa,在预爆管封闭端设定高能点火

区 ($p=3.0\text{ MPa}$, $T=1\ 800\text{ K}$, 宽度 1 mm , 五个网格点)。图 5 为不同时刻爆轰波传播到不同位置的压力分布, 坐标 x 为相对爆震管长度的位置。如图所示, 预爆管中能够产生稳定传播的爆轰波, 且计算所得到的爆轰波的压力分布与 C-J 爆轰波的自相似解基本一致。计算得到爆轰波的传播速度为 $v_{\text{CJ}}=1\ 957.7\text{ m/s}$, 峰值压力 $p_2=1.56\text{ MPa}$, 在相同情况下, STANJAN 软件计算的得到的结果为 $v_{\text{CJ}}=1\ 971.7\text{ m/s}$, $p_2=1.572\ 2\text{ MPa}$, 两者相差不大。因此, 本文的反应模型和数值算法可以用来模拟可燃混气在高温高压作用下的起爆问题。

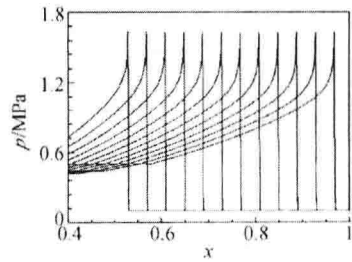


Fig. 5 One-dimension distributions of detonation pressure

3 计算结果及分析

采用不同马赫数的入射激波对模型 1 进行激波促发爆震波的数值试验, 获得了锥体附近的压力 p 云图和水云图 (水体积分数为 $\alpha_{\text{H}_2\text{O}}$)。图 6 为激波马赫数 3.0 时的云图 (上为压力云图, 下为水云图)。

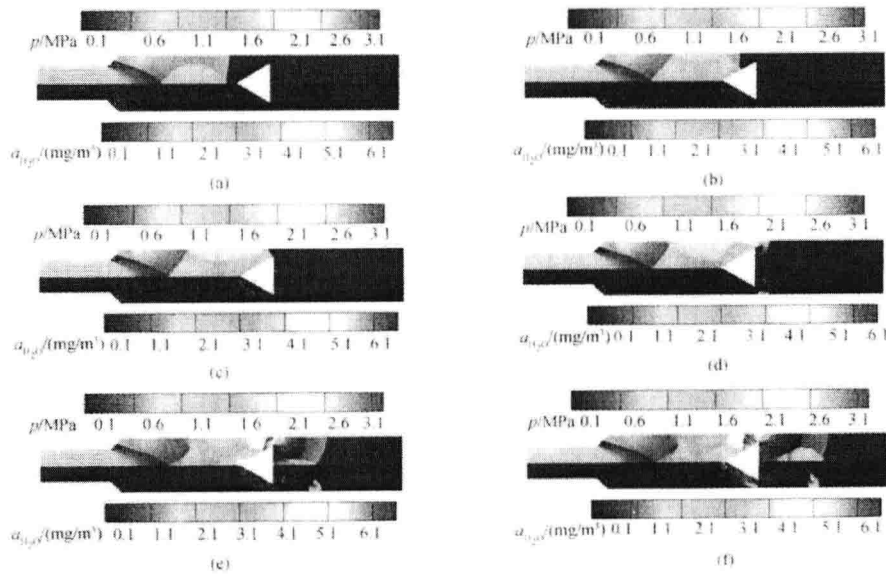


Fig. 6 Mach 3 shock wave propagating in the detonation tube

由图 6 可知, 尽管激波绕过锥体时与锥体和爆震室壁面都发生了作用, 但无论是碰到壁面的正规反射, 还是在锥形壁面的马赫反射, 都没有形成可以触发爆震的热点, 局部压缩后温度可以达到 $800\sim 900\text{ K}$, 但还不足以使混气自燃, 所以马赫数 3.0 的激波对于模型 1 的结构, 不足以触发爆震波, 经过多次调试, 最终得到当马赫数为 3.2 时, 爆震室可以触发爆震燃烧, 过程如图 7 所示。

由图 7 (a) 可以发现当激波经过扩张过渡段时, 在扩展段的后缘与大管联结处, 形成了高温区域, 但由于压力只有 1.0 MPa 左右, 所以只是发生了缓燃现象, 但随着燃烧放热率的增加, 燃烧速度加快, 图 7 (c) 上形成了新的压力间断, 对照相应的水云图, 此时化学反应放热区与激波耦合在一起, 满足爆震波的结构特征, 同时根据此时的压力、温度以及传播速度, 可以断定形成了爆震波。由图 7 还可以发现, 锥体处形成的爆震波分别向上下游传播, 向上游传播的爆震波波后压力、温度和传播速度明显高于向下游传播的爆震波相关参数, 原因在于上游的未燃混气为激波压缩后的混气压力、温度大于下游未压缩的混气, 从整个触发过程看, 90°扩张过渡段强化了激波与壁面的相互作用, 可以促使混气自燃, 这一点在以乙炔-空气为混气的激波触发爆震波的试验中得到证实^[6]。

采用相同的方法, 对模型 2 的不同障碍物结构进行了数值试验, 不同障碍物可以触发爆震波的最小马

赫数 Ma_{min} 见表 1, 触发过程分别见图 8~图 11。分析认为触发爆震波的马赫数强度并非随着堵塞比的增加而减小, 事实上存在两种爆震波触发方式, 一种是图 8 (d) 和图 10 (e) 所示, 爆震波的触发是由于锥形

Table 1 Minimum Mach shock wave igniting detonation successfully with different obstacles

Geometric frame of the obstacle	a	b	c	d
Ma_{min}	2.9	3.05	2.8	2.9

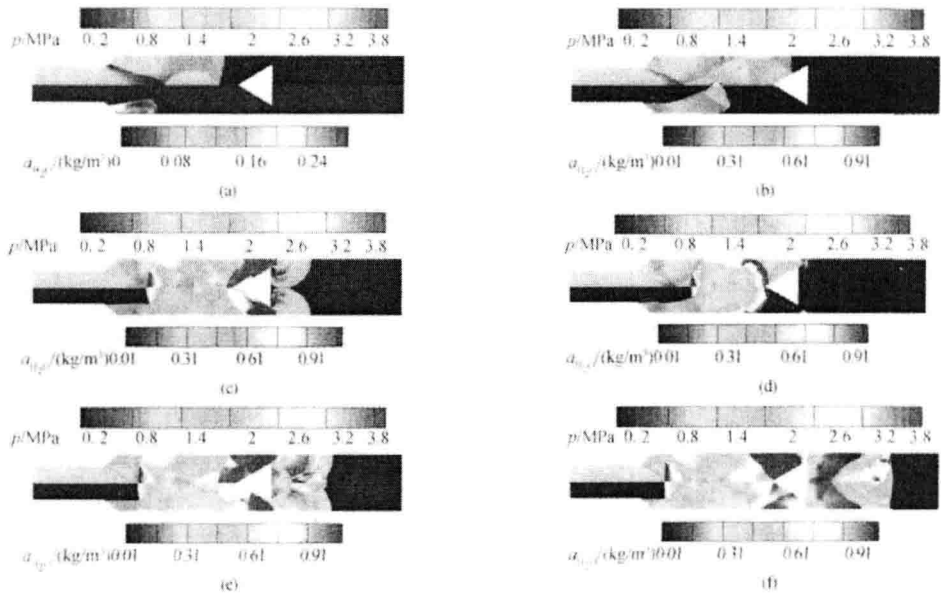


Fig. 7 Mach 3.2 shock wave propagating in the detonation tube

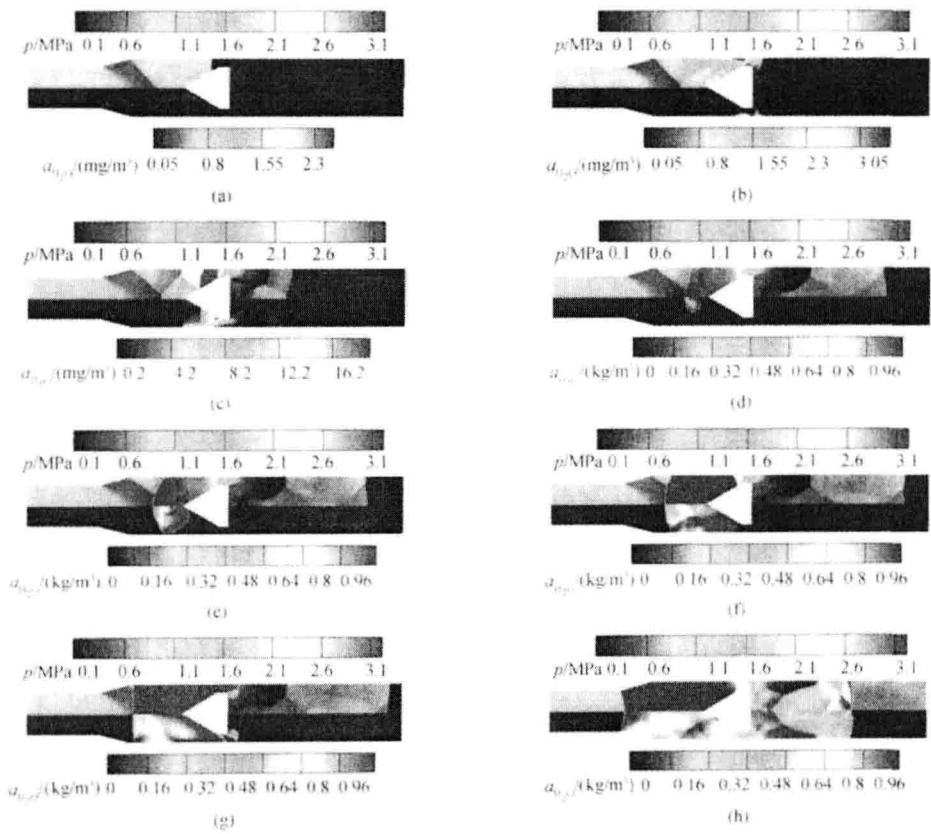


Fig. 8 Detonation ignition via Mach 2.9 shock wave interacting with obstacle a

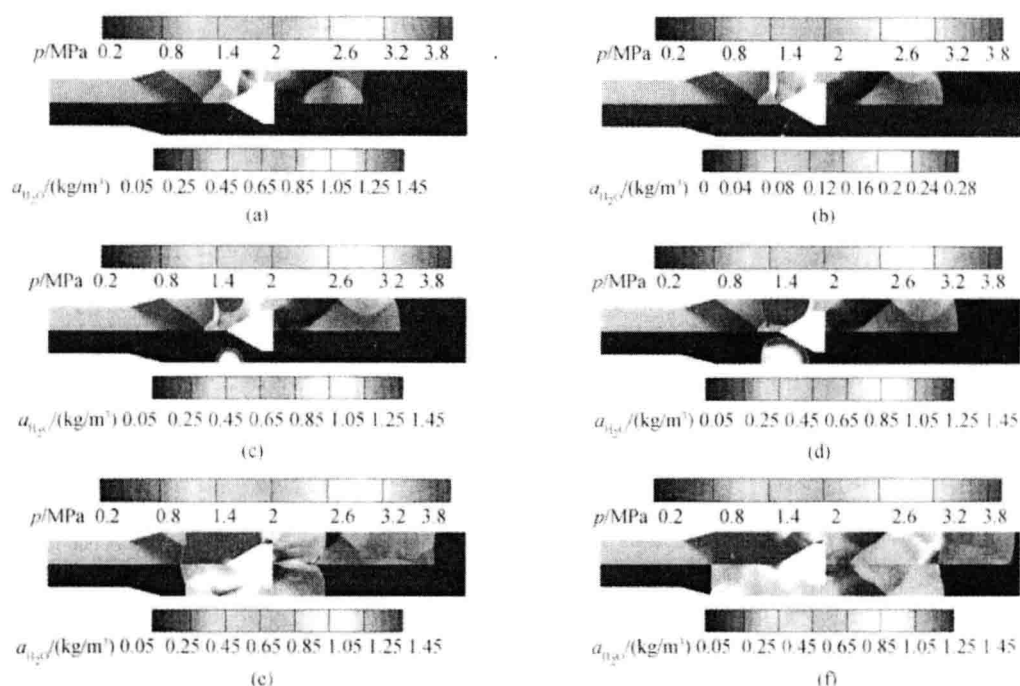


Fig. 9 Detonation ignition via Mach 3.05 shock wave interacting with obstacle b

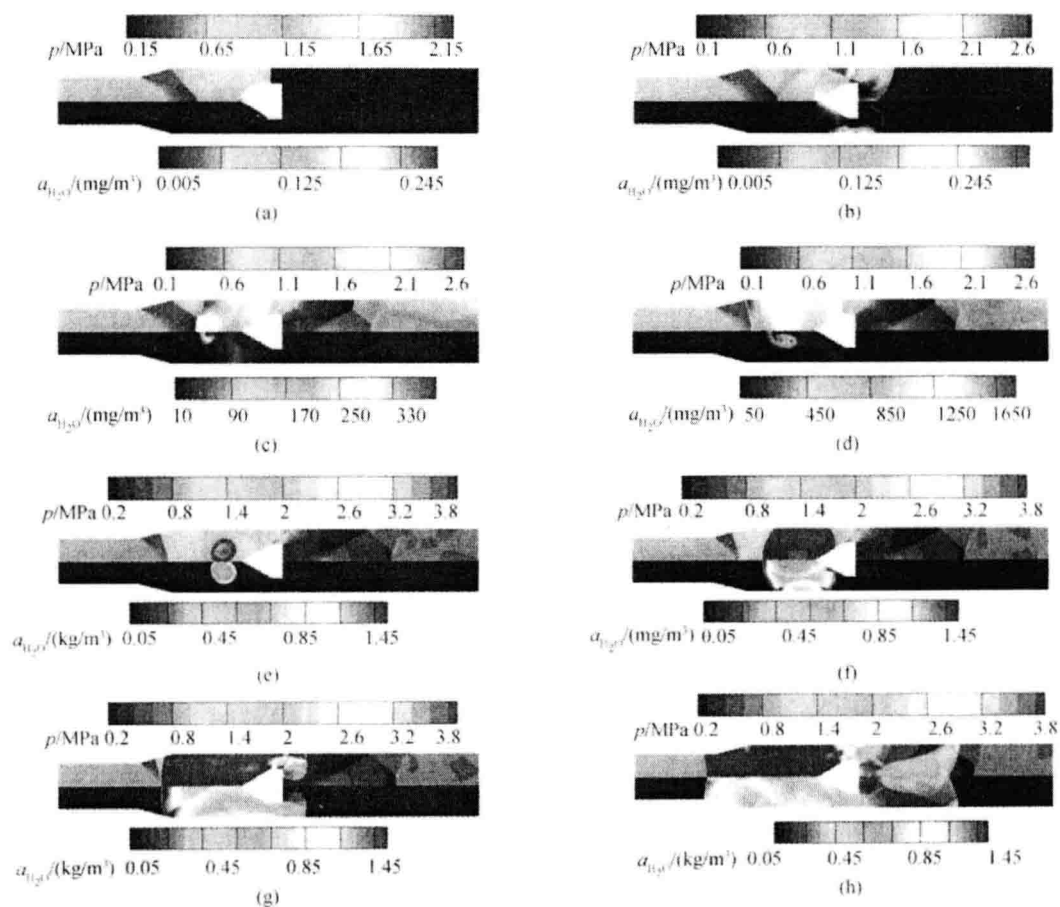


Fig. 10 Detonation ignition via Mach 2.8 shock wave interacting with obstacle c

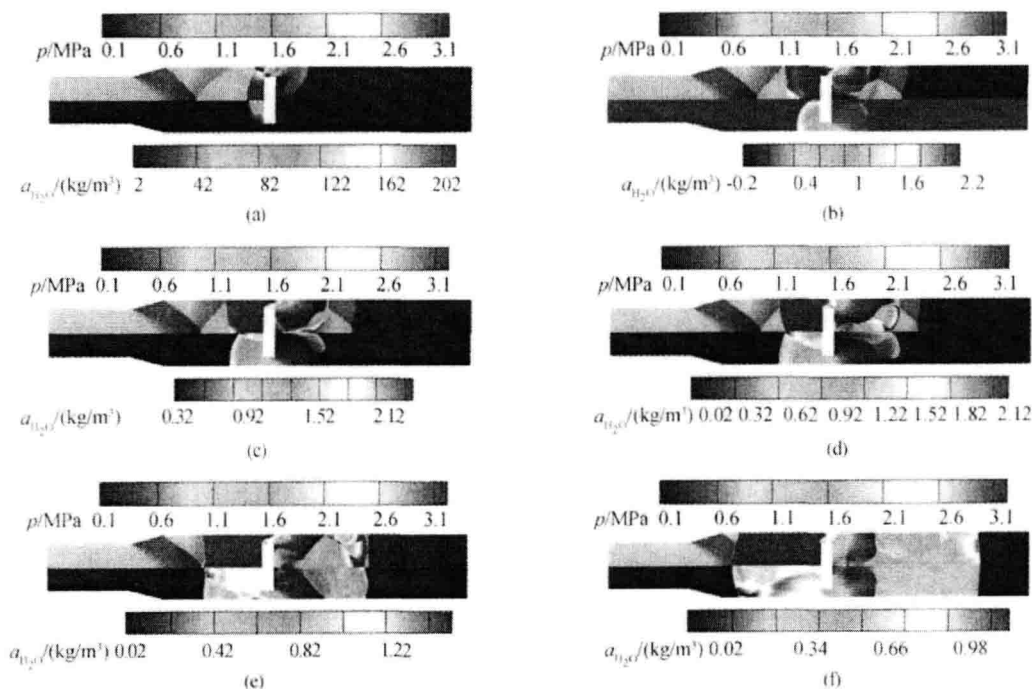


Fig. 11 Detonation ignition via Mach 2.9 shock wave interacting with obstacle d

体壁面反射回来的激波在对称轴聚焦获得热点,二是激波从锥形壁面反射至爆震管壁面并且叠加形成的爆震中心,如图 9(c)所示,由于结构的不同导致了触发方式的不同。图 11 为平板的正规反射触发的爆震,但在爆震室内,由于此结构的流动阻力和推力损失较大,所以一般不被采用。

4 结 论

通过激波与障碍物的作用触发氢气/空气的爆震燃烧,激波的作用过程比较复杂,数值试验可以从时间和空间尺度对其过程进行放大,为爆震波触发过程提供了微观的研究方法,对于不同的障碍物几何结构,触发爆震的机理不同,热点的产生可以是激波与激波的相互作用,也可以是激波与壁面的相互作用。堵塞比较小的障碍物合理的结构设计,触发爆震波的马赫数可以进一步减小。

参考文献:

[1] Lee S Y, Conrad C, Watts J, et al Deflagration to deto-

nation transition study using simultaneous schlieren and OH PLIF images[R]. AIAA 2000-3217.

- [2] Smimov N N, Tyumikov M V. Deflagration to detonation transition in gasoline-air mixtures[J]. *Physics of Combustion and Explosion*, 1986, 22(2): 65~68.
- [3] Kaneshige M, Shepherd J E. Detonation database[R]. *GALCIT Technical Report FM97-8*.
- [4] Ciccarelli G, Hickey M C, Bardon M. Investigation of flame acceleration enhancement for a pulse detonation engine initiation system[R]. AIAA 2004-3746.
- [5] 王 春,张德良,姜宗林.多障碍物通道中激波诱导气相爆轰的数值研究[J]. *力学学报*, 2006, 38(5).
- [6] 韩启祥,戈 爻,王家骅.激波绕射触发爆震波的试验研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(11): 1083~1807.
- [7] Witt B de, Ciccarelli G. Shock reflection detonation initiation studies for pulse detonation engines[R]. AIAA 2004-3747.

(编辑:梅 瑛)

文章编号: 1000-8055(2009)01-0032-06

不同端面密封条件下缓燃-爆震转捩特性试验

张彭岗, 何小民, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为研究不同端面封闭程度时缓燃-爆震转捩(DDT)的特性, 在 $60\text{ mm} \times 60\text{ mm} \times 2000\text{ mm}$ 方爆震管内, 在封闭端设置了 5 种阻塞比的方孔, 针对 4 种余气系数用乙炔(C_2H_2)和空气混合物进行了单爆震性能研究. 利用安装在同一截面上的压力传感器与离子探针同时测得缓燃向爆震转捩(DDT)转捩位置处爆震管内的压力、火焰传播速度和方向. 分析结果表明: ①随端面阻塞比的增大, DDT 的距离会变长; ②端面的封闭程度并不影响 DDT 转捩的本质特性.

关 键 词: 燃烧; 爆震; 缓燃-爆震转捩(DDT)

中图分类号: V231.22

文献标识码: A

Experimental study on characteristic of deflagration to detonation transition in different close end

ZHANG Peng-gang, HE Xiao-min, ZHANG Jing-zhou

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to investigate the characteristic of deflagration to detonation transition (DDT) in close end with 5 kinds of block ratios, a series of single detonation experiments were conducted to study the performance of acetylene-air mixtures in square detonation tube of $60\text{ mm} \times 60\text{ mm} \times 2000\text{ mm}$. The ion-probes and pressure transducers were utilized to get the velocity and pressure in the tube, respectively. The results indicate: (1) Position of DDT moves back with the accretion of block ratio in close end; (2) The block degree does not affect essential characteristic of DDT.

Key words: combustion; detonation; deflagration to detonation transition (DDT)

上世纪五六十年代以来, 缓燃-爆震转捩(DDT)一直是爆震发动机研究的关键问题之一. Urtiew 等人用试验证明 DDT 是个很复杂的过程^[1]: 涉及缓燃、入射激波和反射激波、边界层以及彼此之间的相互作用, 结果表明初始的层流火焰加速变为湍流最终形成火焰刷. DDT 发生时, 在火焰的附近突然出现爆炸, DDT 有时出现在火焰刷内, 有时发生在主导激波和火焰之间的预压

缩混气中. 更多有关 DDT 的试验在激波管^[2-4]中进行, 研究结果显示: ①在激波作用下, 燃烧区的形状发生了很大的变化, 其湍流程度、燃烧面积和火焰传播速度都大为增加; ②爆震波发生与否及发生的位置取决于入射和反射激波的强度. 对于高马赫数的主导激波, DDT 位于火焰刷内部; 对于中等马赫数的主导激波, DDT 位于反射激波和火焰刷之间. 针对激波管内爆震波形成的数值研

收稿日期: 2007-12-17; 修订日期: 2008-05-14

基金项目: 国家自然科学基金(50506012)

作者简介: 张彭岗(1974-), 男, 陕西泾阳人, 博士生, 主要从事燃烧领域及脉冲爆震发动机研究.

究也定性模拟了 DDT 的发展过程. Khokhlov A M^[5] 在充满乙炔和空气预混气激波管内, 模拟进口气流 $Ma=1.5$ 时 DDT 的演变过程. 结果表明在入射激波、反射激波的作用下, 缓燃火焰速度增加, 同时多道反射波在缓燃火焰面下游迭加诱发了爆震波, 爆震波往两边传, 火焰传播速度远高于正常火焰. 文献[6-7]则直接把脉冲爆震发动机作为研究对象, 研究点火能量及位置、混气性质、扰流器等因素如何影响爆震的产生和 DDT 距离. 目前国内外还没有公开发表关于端面封闭程度对 DDT 影响的资料.

文献[8]认为: 在一端封闭的管内充满可燃气体, 在封闭端点燃时, 才有可能产生爆震波. 但从我们以前的研究工作看, 爆震管一端敞开, 另一端并不全封闭时也能产生爆震波, 只是起爆会困难一些, DDT 距离也更长. 那么, 端口的密封程度到底改变了混气的什么参数而影响到 DDT 过程? 是否会影响 DDT 过程的本质特性呢? 本文在爆震管的封闭端开设了不同阻塞比的方孔, 通过测量 DDT 位置处的压力变化和火焰触发情况, 来分析 DDT 过程. 这是本文的研究目的.

1 试验设备、测试仪器、试验件及研究参数

1.1 试验设备

试验系统(如图1)包括气源、爆震管、充气与循环系统、点火系统和测量系统等. 爆震管尺寸为 $60\text{ mm} \times 60\text{ mm} \times 2000\text{ mm}$, 刚性封闭端设置不同密封程度的端面, 出口端为厚 0.5 mm 的膜片. 为能更详尽地了解 DDT 的过程, 从距离刚性端面 $400\sim 1400\text{ mm}$ 的管道上, 按间隔 50 mm 的距离分布压力传感器和离子探针的安装座. 试验前用真空泵将爆震管抽成真空, 分别充入空气和乙炔, 通过真空表的读数(分压力)来确定流量. 用循环泵使乙炔和空气达到均匀混合状态, 然后点火起爆.

1.2 测试仪器

自主开发计算机数据采集系统, 采集卡为 NI 公司的 6135 型高频数据卡, 采样通道 16 个, 采样频率为 2.5 MHz . 压力信号通过放大后经转换器输入计算机并显示. 由于端面的封闭程度不同, DDT 的位置会发生变化, 在相应的 DDT 位置处分别安装 7 个 PCB 压力传感器(M113A26, 频响 500 kHz) 和 8 个自行研制的离子探针^[9], 离子探

针用于测量火焰传播速度和传播方向. 如图2所示, 为了获得爆震波形成过程中激波与火焰之间的相对位置和变化规律, 将压力传感器和离子探针在管道上安装于同一个截面上.

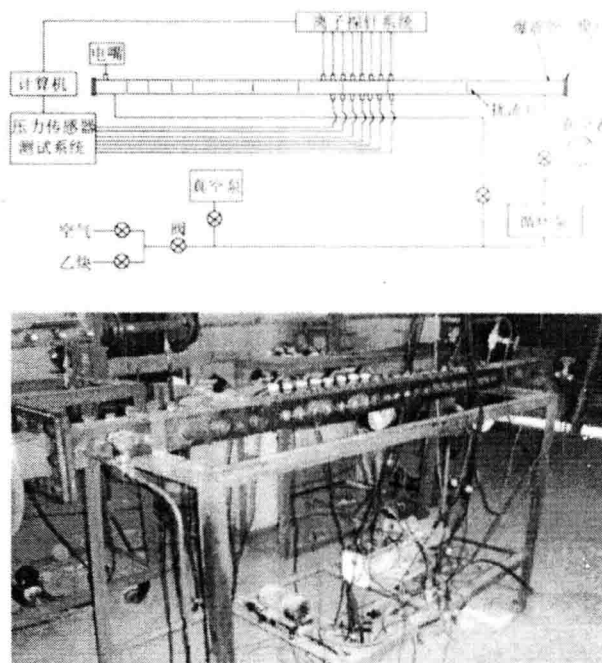


图1 试验系统及实物图

Fig. 1 Experimental system

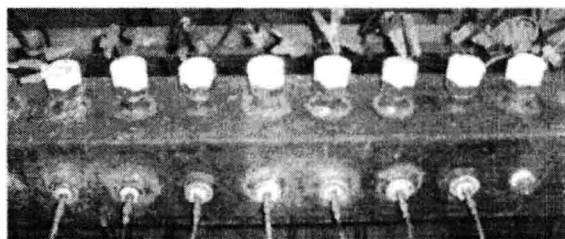


图2 压力传感器和离子探针安装实物图

Fig. 2 Pressure transducer and ionization probes system

1.3 试验件

在管道内安装“回”型扰流器, 以强化燃烧, 促进爆震形成. 为得到 DDT 稳定的转换位置, 并能详尽地了解 DDT 过程中火焰和压力波的参数变化, 在试验中首先对抗流片的阻塞比、起始位置、扰流片之间的间距及片数进行调整. 经调试, 扰流片堵塞比为 0.3 , 起始位置距刚性封闭端 180 mm , 第 $1\sim 4$ 片间距为 120 mm , 第 $4\sim 8$ 片间距为 240 mm 时最为合适. 封闭端开设不同堵塞比的方孔, 如图3所示, 在起爆前首先调试铝膜片的耐压程度, 这样做的目的是: ①为了在点火的同时铝膜片就会破裂, 保证铝膜片不影响 DDT 过程; ②在试验系统抽真空时铝膜片不止于破裂, 从而达到试验目的. 调试过程为: 在方孔阻塞比为 0.3 的封