

文章编号:1000-8055(2011)11-2515-07

脉冲爆震燃烧室管壁冲击冷却效果的数值研究

王杏涛, 张靖周, 谭晓茗

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 根据实验测量的脉冲爆震燃烧室壁温沿程分布, 推算出符合脉冲爆震燃烧室特定频率下的准稳态热流阶梯分布; 在此基础上, 针对叉排阵列射流冲击冷却的脉冲爆震燃烧室壁面温度分布进行了数值计算. 研究表明, 由于冷却气流通道端壁效应的影响, 靠近爆震燃烧室尾部的射流孔的冲击射流速度较大, 热流最大的燃烧室尾部管壁的温度可以得到有效的降低, 而燃烧室中部的射流由于受到前排射流形成的横流影响, 对管壁的冲击冷却效果较弱, 使得壁面温度的峰值向中部转移. 在相同的环形冷却通道进口雷诺数下, 阵列射流孔宜布置在脉冲爆震燃烧室中部, 射流冲击间距比 $Z_n/d=1.5$ 时, 管壁的峰值温度最低而且整体的平均温度最小, 较小的冲击孔直径对应的冲击冷却效果较好.

关 键 词: 脉冲爆震燃烧室; 冲击射流; 强化传热; 壁面冷却; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation on impingement cooling characteristics of pulsed detonation tube

WANG Xing-tao, ZHANG Jing-zhou, TAN Xiao-ming

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: According to axial wall temperature distributions on pulsed detonation chamber wall measured from experiment, the quasi-steady state heat flux along the detonation tube with ladder distribution was deduced under a specific frequency. Based on the quasi-steady thermal load, a series of computations were conducted to analyze the cooling effects with array jet impingement. The results show that: the jet velocity from rear rows is bigger than that from the front rows due to end wall effects, the cooling action is stronger near the pulsed detonation tube edge, and the impingement cooling effect is worse in the middle part because the impinging jet is weakened by cross-flow forming from the front rows. Under the same cooling flow Reynolds number at circular passage inlet, the array jet holes are reasonably arranged at middle area of pulsed detonation chamber. When the ratio of the impinging space to diameter is 1.5, the cooling effect seems to be best with uniform axial temperature distribution and lowest peak temperature. And smaller diameter of the cooling holes is also beneficial to improving the cooling effects.

Key words: pulsed detonation chamber; jet impingement; enhanced heat transfer; wall cooling; numerical simulation

收稿日期:2010-11-15; 修订日期:2011-02-12

基金项目:国家自然科学基金(50876041); 航空科学基金(2008ZB52014)

作者简介:王杏涛(1987-),男,河南洛阳人,硕士生,主要从事脉冲爆震发动机燃烧室壁面强化冷却研究.

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, 简称PDE)是一种基于循环爆震燃烧模式工作的非稳态推进装置,它不仅使得爆震燃烧过程接近等容燃烧过程,获得高于等压燃烧过程的循环热效率;而且可以产生较高的压比,自行增压而提高可燃混气的压力和温度.目前国内外针对脉冲爆震燃烧机理、强化燃烧、爆震波的传播/衍射特性等基础研究开展了大量的研究工作,在脉冲爆震发动机原理样机的关键技术研究方面也取得重要突破^[1-4].

脉冲爆震燃烧室的热疲劳和壁面温度控制是关系脉冲爆震发动机进入工程应用的一个重要问题.由于爆震波在燃烧室内高速传播,产生极高的燃气压力和燃气温度,在循环工作过程中对燃烧室壁形成周期性的热负荷,不仅易于引发脉冲爆震燃烧室的热疲劳损伤,而且可能诱导可燃混气提前点燃而影响发动机的工作稳定性,特别是在较高的工作频率和较长的工作时间下,脉动热冲击的影响更为突出.因此,脉冲爆震燃烧室管壁强化冷却的研究对工程应用日显重要^[5].

国内外研究人员针对脉冲发动机燃烧室模型进行的研究表明,爆震燃烧室外壁面温度分布呈现沿轴向从前到后升高的趋势,并且随着脉冲爆震频率的提高而急剧增加^[6-9].对于脉冲爆震燃烧室的热防护和冷却问题仅有零星的研究报道.除了采取热障涂层的防护措施外^[10],有研究人员对于脉冲爆震燃烧室外表面分区冲击冷却、气膜冷却、引射冷却^[11-12]以及燃油冷却^[13-14]等多种冷却方式进行了研究.研究表明,引射冷却方式在引射系数为0.6时,可以减少脉冲爆震燃烧室壁面热流通量约20%~30%;相比较而言,气膜冷却方式(用空气作为二次流介质)可以获得良好的热防护或冷却性能,可以减少脉冲爆震燃烧室壁面时均热流通量达到64%.

作为一种高效的强化传热方式,射流冲击在航空发动机热端部件强化冷却中得到广泛应用^[15-16].相对于气膜冷却,射流冲击更易于在脉冲爆震燃烧室冷却结构中得到应用.由于脉冲爆震燃烧过程的周期性循环特点,燃烧室壁面热流分布呈现轴向递增的特点,射流冲击的作用效果也具有其固有的特征.本文的研究思路如下,通过实验测量,得到了脉冲爆震发动机原理样机管壁轴向温度分布曲线;给定不同的内部热流密度,反演自然冷却条件下脉冲爆震发动机管壁温度分

布,经过一系列计算获得符合脉冲爆震发动机特定频率下的准稳态热流分布;在此基础上,针对采用叉排阵列射流冲击冷却的壁面温度分布进行数值计算,获得冷却通道射流孔布置、射流冲击间距及射流孔直径等参数对脉冲爆震燃烧室壁面冷却特性的作用效果.

1 壁面准稳态热流密度的确定

在脉冲爆震发动机多循环工作过程中,每个爆震循环由混气填充、点火起爆和爆震波传播、膨胀、排气和扫气等四个基本过程组成.脉冲爆震燃烧的工作特点决定了脉冲爆震燃烧室内的压力、温度和组分浓度等参数都是高频脉动的,并且变化的梯度非常大,因此不同循环时序的壁面热负荷变化规律和传热特性截然不同.尽管在实际工作过程中,脉冲爆震发动机内部燃烧过程为非稳态,对脉冲爆震燃烧室管壁的周期性加热亦属于非稳态传热过程,但是由于脉冲爆震发动机工作频率较高,工作一段时间后其壁温随时间变化很小,因此可以将这一非稳态过程等效为准稳态过程而近似处理.

利用一台脉冲爆震发动机原理样机(管壁内径为60 mm,壁厚为2 mm,长为160 mm)进行壁面温度的测量^[9],如图1所示,设定PDE在10, 20, 30和40 Hz的频率下工作.采用地面冲压进气,风机出口压力约为68.6 kPa,温度比环境温度高60℃左右.PDE燃料采用液态汽油.换热液体使用煤油流量为7.117 g/s,通入空气流量约为37.85 g/s.

图2为台架实验测量得到的脉冲爆震管外壁轴向温度分布曲线,从图中可以看出脉冲爆震燃烧室壁面温度的分布特征:①管壁沿轴向的温度分布很不均匀,从推力壁到出口端,温度迅速升高.在可燃混气充填过程中,温度较低的可燃混气对于燃烧室前端的壁面而言起到了冷却作用;当可燃混气在爆震燃烧室封闭端附近点火起爆、爆燃波转变为爆震波并向爆震燃烧室开口端传播过程中,爆震波后的压力、温度迅速升高,对脉冲爆震燃烧室中部特别是尾部壁面形成剧烈的热冲击.②随着脉冲爆震频率的增大,管壁的温度也逐渐升高,表明脉冲爆震发动机工作频率的提高造成热负荷急剧增加,在 $f=40$ Hz时出口段温度接近950 K.

为了确定脉冲爆震燃烧室壁面准稳态热流分

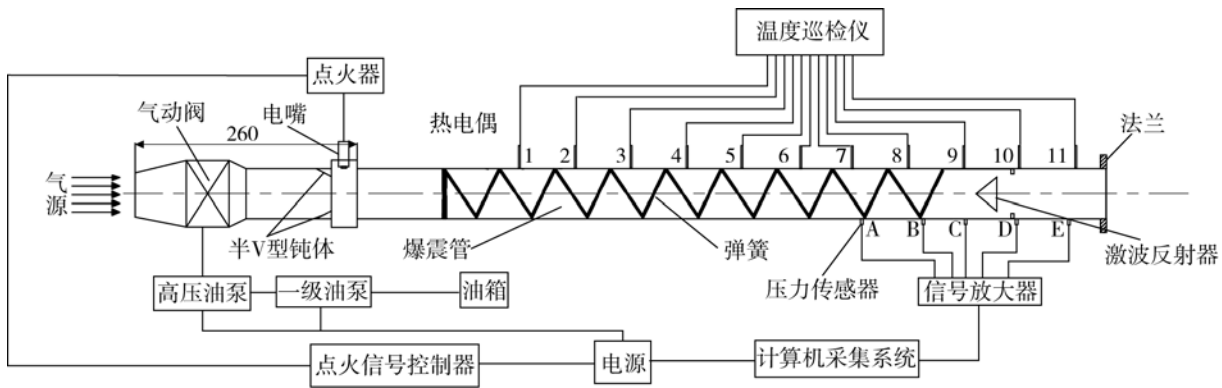


图 1 PDE 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch map of experimental setup for PDE

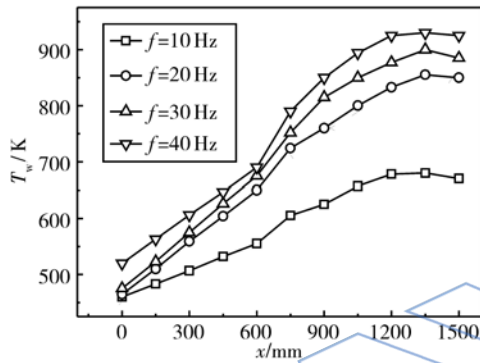


图 2 PDE 管壁温度分布测试曲线

Fig. 2 Measured temperature distributions on PDE wall

布,本文采用反求方法.首先根据实测的脉冲爆震管壁轴向温度分布曲线特征,根据热平衡关系初步确定沿程壁面准稳态热流密度分布

$$q = q_{\text{convection}} + q_{\text{radiation}} + \rho c \delta \frac{dT}{d\tau} \quad (1)$$

式中 $q_{\text{convection}}$ 和 $q_{\text{radiation}}$ 分别为自然冷却条件下壁面与环境之间的单位面积表面传热和辐射换热量,可以参考传热学的基本公式确定; $\rho c \delta dT/d\tau$ 为厚度为 δ 的管壁温度变化所吸收的热流量.

根据脉冲爆震发动机在特定频率下实测壁温结果和轴向分布特征,假定准稳态阶梯式热流分布,反求自然冷却条件下脉冲爆震发动机管壁温度分布,经过一系列计算获得符合脉冲爆震发动机特定频率下的准稳态热流分布.表 1 为最终确定的工作频率 $f=40 \text{ Hz}$ 下的管壁准稳态阶梯式热流分布,基于表 1 准稳态热流分布条件计算得到的管壁温度分布曲线和实验测量数据吻合良好(见图 3),表明本文对于脉冲爆震管轴向准稳态热流分布的确定方法是可靠的.

表 1 管壁准稳态热流分布 ($f=40 \text{ Hz}$)Table 1 Quasi-steady-state heat flux distributions on PDE wall ($f=40 \text{ Hz}$)

x/m	$q/(\text{W}/\text{m}^2)$
0~0.3	5 000
0.3~0.6	6 250
0.6~0.8	8 500
0.8~1.0	10 250
1.0~1.2	12 000
1.2~1.6	13 750

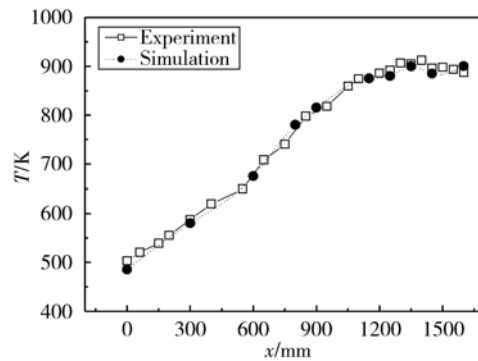


图 3 模拟自然冷却下 PDE 管壁的轴向温度变化曲线

Fig. 3 Simulated temperature distributions on PDE wall

2 脉冲爆震管壁冲击冷却物理模型

根据实际模型的对称性,选取实际模型的1/4扇区为计算域,如图 4 所示.设定脉冲爆震频率 $f=40 \text{ Hz}$,脉冲爆震燃烧室内壁给定如表 1 所示的准稳态阶梯式热流分布;管壁外侧采用阵列射流冲击冷却,冲击射流由冷却空气进口进入环形

冷却通道腔,经过射流冲击板垂直冲击脉冲爆震燃烧室外壁后,沿脉冲爆震管轴向尾缘出口单向流出.本文在射流孔结构设计中,射流孔阵列采用叉排布置,沿轴向相邻两排射流孔的轴向间距为30 mm、沿周向相邻两列射流孔的夹角为30°.改变射流孔直径 d 、射流冲击间距比 Z_n/d ,射流孔沿程布置方式.

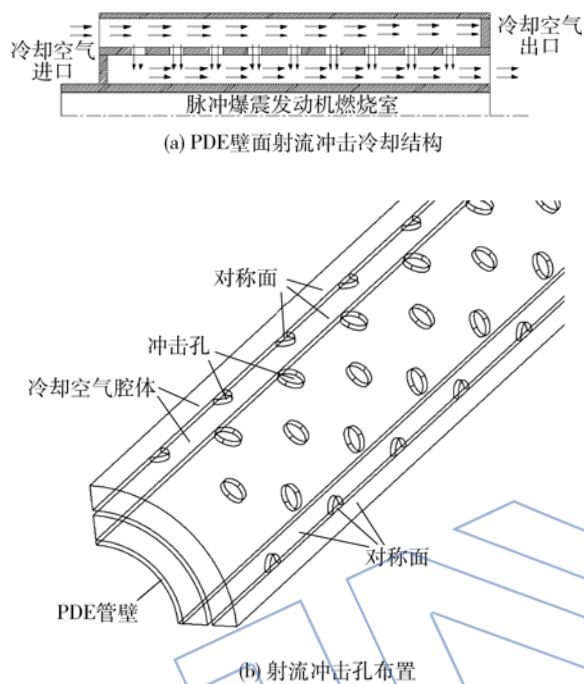


图4 PDE冷却物理模型

Fig. 4 Physical model of PDE cooling

定义冷却空气进口雷诺数

$$Re = \frac{\rho u_{\infty} d_d}{\mu} \quad (2)$$

其中 ρ 和 μ 分别为冷却气流的密度和黏度; u_{∞} 为冷却空气在双层壁环形管道的进口速度; d_d 为双层壁环形管道的当量直径.

射流冲击雷诺数

$$Re_j = \frac{\rho u_j d}{\mu} \quad (3)$$

其中 u_j 为射流速度, d 为射流孔直径.

数值计算采用 Fluent-CFD (computational fluid dynamics) 软件,计算方法可参考文献[13-14].

3 计算结果与分析

3.1 射流孔布置的影响

图5为三种射流孔布置方式在几种冷却气流进口雷诺数下沿脉冲爆震管轴向的壁面温度分布.图5(a)中,射流孔直径为10 mm,射流冲击间

距比 $Z_n/d=1.0$,射流孔沿整个管长布置;图5(b)中,射流孔直径为10 mm,射流冲击间距比 $Z_n/d=1.0$,射流孔沿管长0~1200 mm布置;图5(c)中,射流孔直径为5 mm,射流冲击间距比 $Z_n/d=2$,射流孔沿管长0~1200 mm布置.

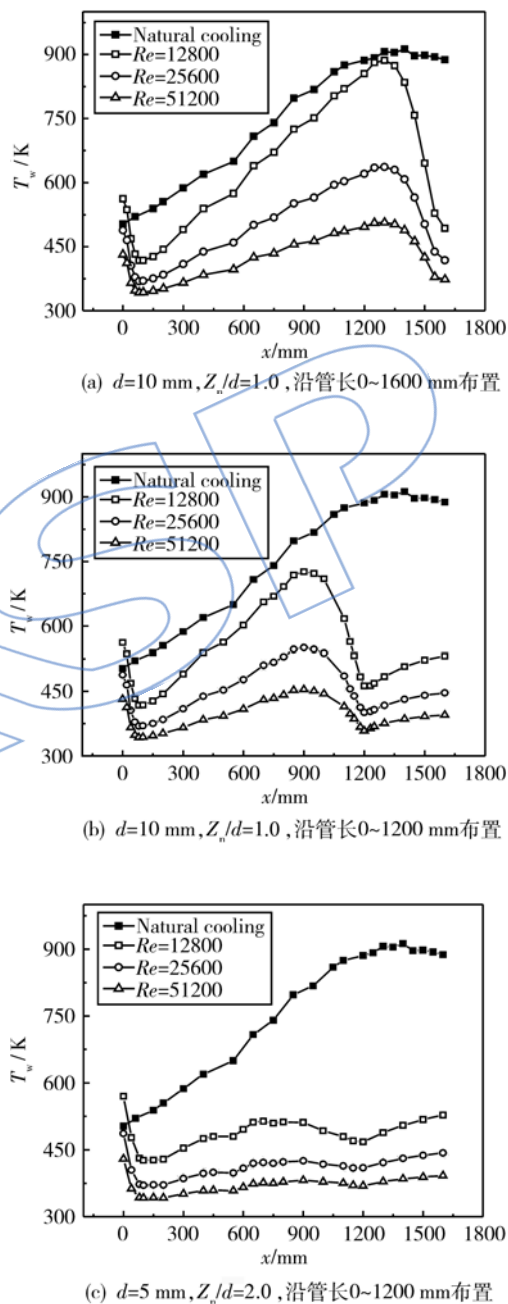


图5 不同射流孔布置方式下壁面温度分布

Fig. 5 Temperature distributions on PDE wall for different jet holes arrangements

从图5中可以看出,采用冲击射流冷却结构,脉冲爆震燃烧室管壁温度明显下降,随着冷却气流进口雷诺数的增大,管壁的平均温度越低.同时,注意到三个现象:

1) 在冲击射流冷却结构中,由于冷却气流沿轴向各排射流孔的射流速度不均匀,靠近爆震燃烧室尾部的射流孔的冲击射流速度较大,如图 6 所示,这是冷却气流环形夹层通道的尾端封闭造成局部气流压力升高所导致的;同时由于阵列射流孔前排流出的冷却气流沿轴向不断汇聚,使得爆震燃烧室尾端管壁的冷却效果进一步得到加强,因此热流最大的燃烧室尾部管壁的温度可以得到有效的降低,而燃烧室中部的射流由于受到前排射流形成的横流影响,对管壁的冲击冷却效果较弱.上述影响导致壁面温度的峰值向爆震室中部偏移.

2) 由于图 5(b)中沿管长尾部未设置射流孔,后几排射流孔中较大的射流冲击速度所导致的壁温较低的区域相对于图 5(a)向前端偏移,在相同的冷却气流进口雷诺数下(相同冷却流量),射流孔排数相对较少的图 5(b)总体冷却效果明显优于图 5(a).

3) 在图 5(c)中,射流孔直径小于图 5(b),在

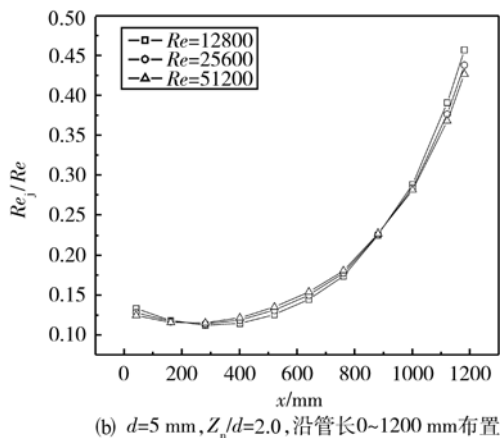
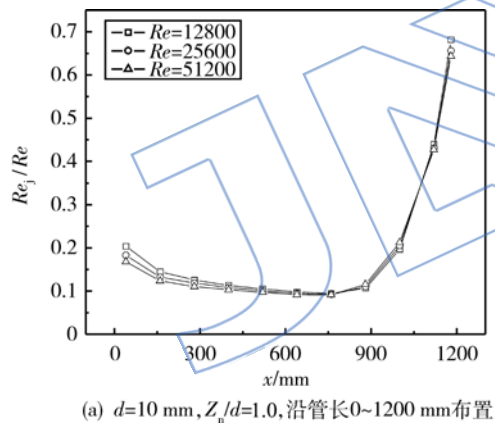


图 6 Re_j/Re 沿轴向的变化曲线

Fig. 6 Re_j/Re along streamwise direction

相同的冷却气流进口流量下和射流孔数目数下,相对较小的射流孔直径具有更高的射流速度,同时,各排射流孔的流量分配的均匀性得到一定程度的改善,因此沿轴向的温度分布均匀性以及总体冷却效果优于图 5(b).

3.2 射流孔几何参数的影响

图 7 为射流孔直径 $d=5\text{ mm}$ 、射流孔阵列布置在爆震管轴向 $0\sim 1200\text{ mm}$ 之间、冷却气流进口雷诺数为 12800 时,不同射流冲击间距比 Z_n/d 对燃烧室壁面冲击冷却效果的影响.可以看出,随着射流冲击间距比增加,脉冲爆震燃烧室中部的壁面冷却效果得到改善但尾部的壁面冷却效果却逐渐变差.分析其原因,壁面的当地冷却效果受到当地射流冲击和前排射流形成的横流双重影响.在较小的 Z_n/d 下,前排射流形成的初始横流作用更强,因此对于燃烧室中部速度相对较低的冲击射流而言,射流在横流的作用下发生更严重的偏转而降低了强化传热效果;而对于燃烧室尾部速度相对较高的冲击射流而言,由于横流强化传热效果的提高而使得总体的冷却效果进一步改善.可见 Z_n/d 存在一个最佳的比值使得管壁的平均温度达到最低并且管壁的最高温度相对较低.

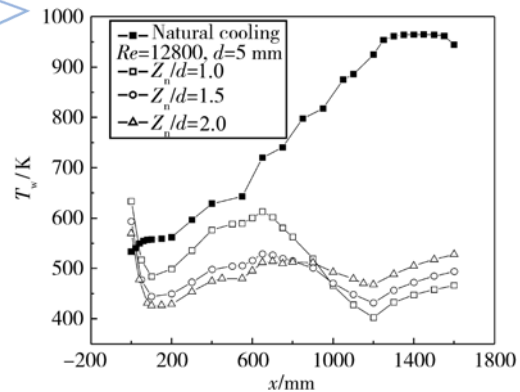


图 7 不同射流冲击间距比下壁面温度分布

Fig. 7 Temperature distributions on PDE wall for different impinging distance to hole diameter ratios

为进一步考察射流孔直径对冲击冷却效果的影响,在保持 $Z_n/d=1.5$ 不变的基础上,改变射流孔直径大小.图 8 为冷却气流进口雷诺数为 12800 时,管壁轴向平均温度随射流孔径的变化曲线.从曲线的变化可以看出,当射流孔直径从 $d=5\text{ mm}$ 增大至 8 mm 及 10 mm ,燃烧室中部的管壁温度和峰值温度均上升;当 $d=5\text{ mm}$ 减小至 3 mm

mm后,管壁的峰值温度进一步降低。由此可见,在 Z_n/d 不变的条件下,随着射流孔直径 d 的增大,冲击间距 Z_n 也随之增大,这将使得气流通过冲击孔后冲击到管壁的距离增加,使气流冲击到管壁的速度相对有所降低,从而降低了冲击冷却的效果。因此 Z_n/d 不变,射流孔直径越小,冲击冷却效果越好。

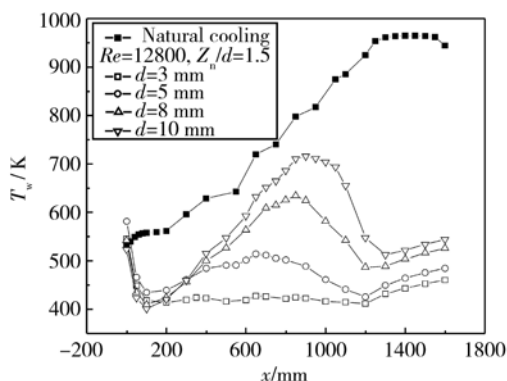


图8 不同射流孔直径下壁面温度分布

Fig. 8 Temperature distributions on PDE wall for different hole diameters

4 结 论

1) 由于温度较低的可燃混气在充填过程中对于燃烧室前端壁面起到了一定的冷却作用,而当可燃混气点火起爆,爆燃波转变为爆震波并向爆震燃烧室开口端传播过程中,爆震波后的压力、温度迅速升高,对爆震燃烧室中部及后端壁面形成剧烈的热冲击。因此,爆震燃烧室壁面温度沿程呈现逐渐上升的分布特征。

2) 根据脉冲爆震发动机管壁温度分布的实际测量结果,可以将爆震燃烧室壁面的热流等效为准稳态的阶梯式分布,从而为冷却方案的设计和研究提供了简化处理方式。

3) 随冷却气流进口雷诺数的增大,管壁面温度越低;由于冷却气流通端壁效应的影响,靠近爆震燃烧室尾部的射流孔的冲击射流速度较大,因此热流最大的燃烧室尾部管壁的温度可以得到有效的降低,而燃烧室中部的射流由于受到前排射流形成的横流影响,对管壁的冲击冷却效果较弱,使得壁面温度的峰值向中部转移。

4) 壁面的当地冷却效果受到当地射流冲击和前排射流形成的横流双重影响。阵列射流孔宜布置在脉冲爆震燃烧室中部;射流冲击间距比为 $Z_n/d=1.5$ 时,管壁的峰值温度最低而且整体的

平均温度最小;射流孔直径越小(本文中最小为 $d=3$ mm),得到的冲击冷却效果越好。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Dean A J. A review of of PDE development for propulsion application[R]. AIAA Paper 2007-985,2007.
- [3] 黄希桥,严传俊,范玮,等. 脉冲爆震燃烧效率的探索性试验研究[J]. 航空动力学报,2006,21(6):962-966.
HUANG Xiqiao, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Preliminary experimental study of pulse detonation combustion efficiency[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 962-966. (in Chinese)
- [4] 张义宁,王家骅,张靖周. 两相多循环爆震波特性研究[J]. 航空动力学报,2006,21(5):789-794.
ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jingzhou. Investigation of two-phase and multi-cycle detonation[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 789-794. (in Chinese)
- [5] Hoke J, Bradley R, Schauer F. Heat transfer and thermal management in a pulsed detonation engine[R]. AIAA Paper 2003-6486,2003.
- [6] Kasahara J, Takazawa T, Arai T, et al. Experimental study of impulse and heat transfer on pulse detonation engines [R]. AIAA Paper 2002-4071,2002.
- [7] 郑龙席,严传俊,范玮,等. 脉冲爆震发动机模型机爆震室壁温分布试验研究[J]. 燃烧科学与技术,2003,9(4):344-347.
ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Experimental investigation on outer wall temperature distribution of a pulsed detonation engine model[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2003, 9(4): 344-347. (in Chinese)
- [8] 郑龙席,严传俊,李牧. 多循环PDE模型机爆震室壁温分布数值模拟[J]. 燃烧科学与技术,2007,13(5):414-420.
ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, LI Mu. Numerical simulation on detonation chamber wall temperature distribution of a multi-cycle pulse detonation engine model[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2007, 13(5): 414-420. (in Chinese)
- [9] 宫继双,范育新,王家骅,等. 爆震管壁面热负荷实验研究[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)
- [10] Ghosn L J, Zhu D. Thermal barrier and protective coating to improve the durability of a combustor under a pulse detonation engine environment[R]. AIAA Paper 2007-2070,2007.
- [11] Ajmani K, Breisacher K J. Multi-cycle analysis of an ejector-cooled pulse detonation device[R]. AIAA Paper 2004-3915,2004.
- [12] Ajmani K, Breisacher K J, Ghosn L J, et al. Numerical and

- experimental studies of a film cooled pulsed detonation tube[R]. AIAA Paper 2005-3059, 2005.
- [13] 涂洪妍, 范玮, 范珍淦, 等. 基于主动冷却的爆震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 experimental 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] 范育新, 王家骅, 宫继双, 等. 壁温蒸发器对脉冲爆震发动机工作性能的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 82-87.
- FAN Yuxin, WANG Jiahua, GONG Jishuang, et al. Effects of wall-evaporator on performance of a pulse detonation engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 82-87. (in Chinese)
- [15] 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试验验证[J]. 航空学报, 2004, 25(4): 339-342.
- ZHANG Jingzhou, LI Yongkang, TAN Xiaoming, et al. Numerical computation and experimental investigation on local convective heat transfer characteristics for jet array impingement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(4): 339-342. (in Chinese)
- [16] 谭蕾, 张靖周, 杨卫华. 半封闭肋化通道射流冲击换热特性的数值研究与实验验证[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1105-1111.
- TAN Lei, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua. Numerical computation and experimental examination of convective heat transfer characteristics of jet impingement inside semi-confined rib-roughed channel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(5): 1105-1111. (in Chinese)