

文章编号:1000-8055(2011)08-1719-09

脉冲爆震发动机倒旋流气动阀数值与实验研究

官继双, 范育新, 王家骅, 占 欢, 张靖周
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了减小脉冲爆震发动机爆震燃烧时气动阀的倒流量, 提出一种倒旋流气动阀, 给出了不同倒流旋流数下模型气动阀的流动分析. 结果表明: 对于几何尺寸给定的气动阀, 存在一个最佳的旋流数, 此时气动阀的单向阀性能最好, 气动阀的最佳旋流数约为 1.0. 此外, 设计了旋流数为 1.364 的气动阀, 进行了实验, 冷态实验结果验证了数值方法的可靠性; 热态实验表明采用该气动阀可以在直径 114 mm 的爆震管获得频率为 40 Hz 稳定的爆震波.

关 键 词: 脉冲爆震发动机; 气动阀; 倒旋流气动阀; 旋流数; 爆震频率

中图分类号: V235.22⁺3

文献标志码: A

Numerical and experimental study on inversing-rotating aero-valves of PDE

GONG Ji-shuang, FAN Yu-xin, WANG Jia-hua,
ZHAN Huan, ZHANG Jing-zhou

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As a new concept aero-valve used in pulse detonation engine (PDE), inversing-rotating aero-valve was mentioned to improve one-way performance of the valve in this paper. A useful inclusion was obtained after a series of numerical investigation, that is, the swirl number is the key parameter affected the valve's performance. The optimum value of swirl number is approximately one. In addition, an aero-valve which swirl number equals to 1.364 was made to experiment. The experimental results without ignition demonstrate the conclusion revealed by numerical way. Finally, detonation waves at the operating frequency of 40 Hz are obtained in a tube with inner diameter 114 mm.

Key words: pulse detonation engine; aero-valve; inversing-rotating aero-valve;
swirl number; detonation frequency

脉冲爆震发动机 (pulse detonation engine, 简称 PDE) 是利用脉冲式爆震波产生动力的发动机^[1]. 其特有的工作特点要求它必须具有较优越的进气阀门系统, 该阀门系统满足阀门打开时燃料和氧化剂能顺利地充填到爆震燃烧室, 当阀门关闭后, 阀门系统要阻碍燃气倒流. 目前, PDE 应

用最广泛的主要有两种类型的阀门系统——机械阀门和气动阀门^[2]. 机械阀门多设计成旋转盘式的, 也称旋转阀, 这类阀门密封性好, 在 PDE 一个工作周期内, 充填、点火起爆、爆震波传播及燃气的膨胀排出等过程都可较好地控制. 它的缺点在于需要解决旋转阀旋转的动力来源问题, 因此结

收稿日期: 2010-05-05; 修订日期: 2010-08-27

基金项目: 基础预研项目

作者简介: 官继双 (1982—), 男, 河北承德人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧领域的研究.

构较为复杂. 气动阀门式 PDE, 也称无阀 PDE, 是利用本身机械结构和 PDE 特有的工作特性在进气充填时能够顺利迅速提供氧化剂^[3], 点火燃烧后由于反压增加充填停止并利用气动阀门(简称气动阀)结构阻止燃气倒流, 它不需要外加动力源, 结构简单. 但燃气倒流是这类阀门存在的最主要问题, 一方面倒流的燃气进入进气道造成了污染, 因而就需要增加下一循环进气时间来排出这部分污染气; 另一方面倒流燃气会产生负推力. 因此气动阀设计的关键是设计合理的流动通道, 进气时阻力足够小, 倒流时阻力要足够大.

早期研究者设计的气动阀多应用于脉冲燃烧器上^[4-6], 但应用于脉冲燃烧器上的气动阀大多结构笨重, 不适合在 PDE 上应用. 近年来, 随着国内外研究者对工程化 PDE 研究的深入, 设计了许多结构形式的 PDE 气动阀, 主要分为三类: ①采用长进气道设计, 并将进气道冷却来减弱回传激波强度^[7]; ②在进气道和燃烧室之间设置泄压腔来减弱回传激波强度^[8-9]; ③设计折弯的气流通道, 增加倒流损失^[10-13]. 其中①、②结构形式受尺寸限制及存在自点火问题而不能应用于高频 PDE, 而③折弯通道的设计阻碍倒流的同时往往会使进气阻力损失增加, 但通过合理的流道设计可满足较高频率 PDE 的工作要求, 国内 PDE 工作者多采用措施③来设计 PDE 气动阀. 南京航空航天大学研究者^[14-18]把应用于航空发动机燃烧室的涡流发生器的设计思想引入 PDE 气动阀的设计中, 设计出多种形式的旋流气动阀, 并进行了详细的数值模拟与实验研究. 研究结果表明: 采用爆震室进气旋流设计可以改善雾化和掺混效果, 但由于其阻力损失太大, 无法在高频 PDE 上使用.

受脉动发动机气动阀结构形式的启发, 本文提出一种新型 PDE 气动阀——倒旋流气动阀, 首先采用数值模拟手段研究了气动阀的性能, 然后用实验方法给予验证, 为 PDE 气动阀设计提供技术参考.

1 气动阀设计

图 1 给出了倒旋流气动阀结构示意图.

在 PDE 工作的进气阶段, 气流在进气道内减速增压, 这样可以减小流过叶片时造成的损失, 气流流出叶栅通道时, 以与 PDE 轴向相同的方式进入气动雾化装置, 该装置的通道设计成收敛型式的, 燃油通过直孔直接喷射在气动雾化装置的表面, 并且高速气流作用下, 迅速向下游展开形成油

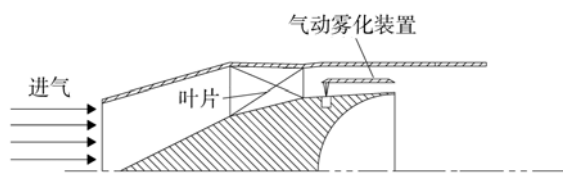


图 1 倒旋流气动阀示意图

Fig. 1 Sketch map of reversing-rotating aero-valve

膜, 在出口处破碎大油滴. 类似其他气动雾化喷嘴^[19], 在喷嘴出口下游的高速气流的作用下, 大油滴进一步破碎成更小的油滴. 推力壁设计成凹腔结构, 可以缩短进气时该处的回流区的轴向长度加速油气掺混, 有利于爆震管整体的缩短.

点火后, 当爆震室内压力升高到大于进气压力时, 爆震室内部分气体将从气动阀反方向流出. 这部分气体对 PDE 的工作十分不利, 它不但污染气动阀上游的新鲜氧化剂, 还对 PDE 产生向后的力, 即负推力. 为了减小负推力设计了叶片, 气流倒流流过叶栅通道时, 产生周向速度, 记为 u_t . 进气道通道设计成关于该速度的等环量的型式, 即 $u_t \cdot R = \text{const}$ ^[20], 这里 R 为进气道各相应截面的中径. 这样倒流气流在流出进气道的过程中周向速度不断增加, 损失也不断增大, 有利于倒流量的减小. 流出进气道时形成一股具有较高周向速度的射流, 射流中心是低压区, 会形成回流, 从而会减小进气道出口处有效倒流面积, 这样就有可能又一次减小倒流量.

2 流场的数值模拟

2.1 计算模型

使用 UG(unigraphics)建模和 Gambit 生成计算网格, 模型如图 2 所示. 使用商业计算流体力学(CFD)软件 Fluent 模拟计算进气和倒流两种情况下, 气动阀内及上下游流场情况. 进气时气

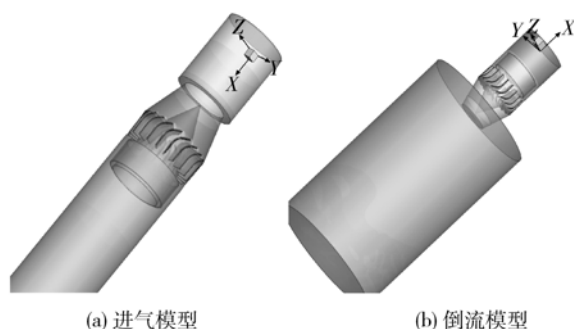


图 2 计算模型

Fig. 2 Aero-valve model for computation

流方向和 X 轴正方向一致,倒流时相反。

进气模型的进口位于气动阀进气道进口上游 5 倍于进口直径,前者面积比后者面积大,这样模拟气动阀冲压进气;模拟倒流时,由于存在旋涡,气动阀进气道上游的计算域的直径是进气道进口直径的 5 倍。

由于气动阀结构较为复杂,在网格划分时将整个流动区域分为进口段、气动阀及出口段等三个区域,其中进口段和出口段使用 Gambit 中的 Cooper 网格划分方式,在靠近气动阀的上下游约 $1D$ (D 为爆震管直径) 范围内加密并向两侧沿轴向按 1.025 的比例渐变稀疏。

倒流时,气流流出叶片时与轴向的角度 α (倒流出口角) 决定了倒旋流的强度, α 值越大,倒流的旋流强度越强,气动阀防倒流的效果越好,但当进气时, α 值越大进气的阻力损失也就越大,因此采用多大的 α 值,是我们关心的问题。本文设置了四种 α 值,分别对应四种倒流旋流数 S_n ,如表 1 所示,每一种旋流数的模型在进气和倒流时分别采用四种进口压力边界条件:表压分别为 40 000, 50 000, 60 000 Pa 和 70 000 Pa,出口压力边界表压均为 0 Pa,流动介质空气设为理想气体。

数值模拟中采用 Fluent 中隐式求解器,使用 $k-\epsilon$ 紊流模型和 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,各参数的离散均采用二阶迎风格式,解收敛的标准为连续方程残差满足不大于 10^{-6} 。

表 1 倒流出口角 α 与旋流数 S_n 的关系^[21]

Table 1 Relationship between α and S_n

$\alpha / (^{\circ})$	75	60	45	30
S_n	2.934	1.364	0.787 6	0.577 4

2.2 计算结果分析

2.2.1 气动阀进气阻力特性

气动阀进气时流动阻力特性可用总压恢复系数 σ 和流阻系数 ξ 来表征,其中计算 ξ 时选择计算模型出口截面作为参考截面,即

$$\sigma = \frac{p_{t2}}{p_{t1}} \quad (1)$$

$$\xi = \frac{2(p_{t1} - p_{t2})}{\rho v^2} \quad (2)$$

这里 v 为参考截面的速度, p_{t1} , p_{t2} 分别为气动阀进、出口总压。图 3 和图 4 给出 S_n 分别为 2.934 和 0.577 4 时气动阀纵向截面进气和倒流情况下

的总压分布(用表压值表示)。由图可知:①当进气气流流过叶片时,会产生总压损失,损失的大小与 S_n (或 α) 有很大关系。当 α 很大时,气流进入叶栅通道的有效流通面积变小,叶型曲率很大,气流通过时加速,这样就很容易发生分离,造成很大的总压损失,叶片下游的装置造成的损失相对较小;当 α 很小时,气流进入叶栅通道的流通面积相对较大,叶型曲率小,速度低,相对不易分离,因而损失小,而下游的气动雾化装置的摩擦损失和推力壁处的旋涡损失等相对较大。②倒流时,气动阀总压损失主要集中在进气道入口处,主要有两种形式,一是射流与环境空气的摩擦损失,二是由于旋转射流引起的进气道入口附近低压区而形成了回流区如图 5 所示,当旋流强度足够强时该逆流与主流之间进行强烈的质量和能量交换会造成很大的损失。

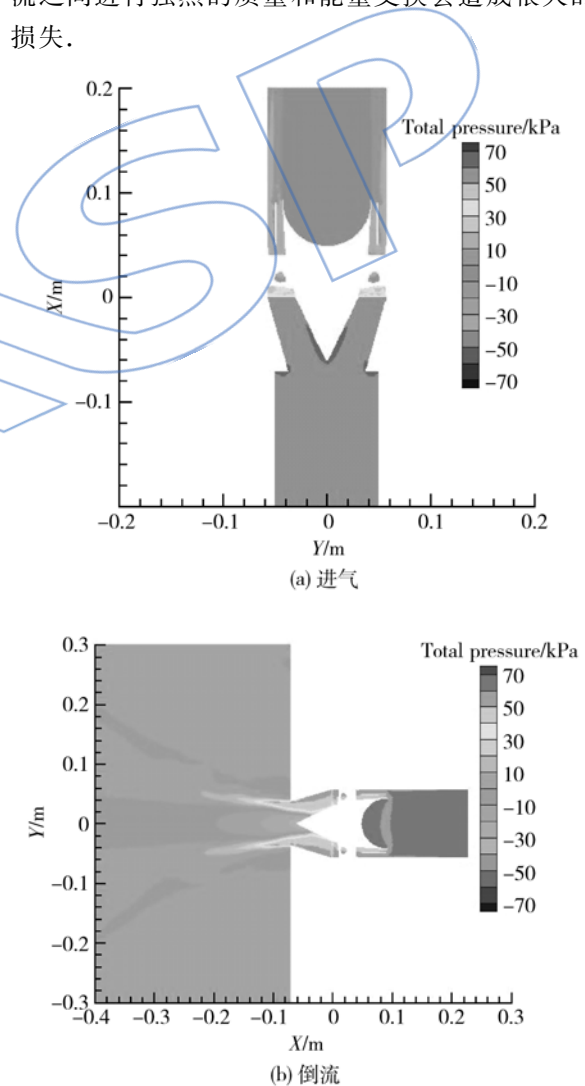


图 3 气动阀纵向截面的总压分布

($p_{t1} = 60\,000\text{ Pa}$, $S_n = 2.934$)

Fig. 3 Distribution of the total pressure in the surface $z=0$ ($p_{t1} = 60\,000\text{ Pa}$, $S_n = 2.934$)

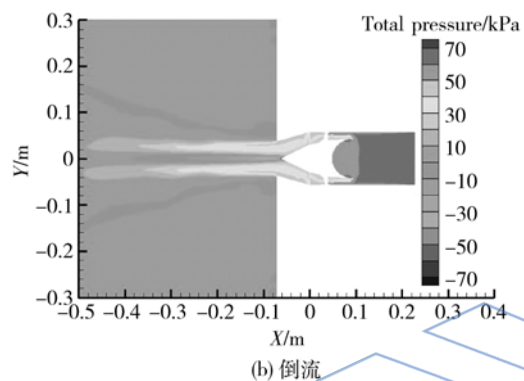
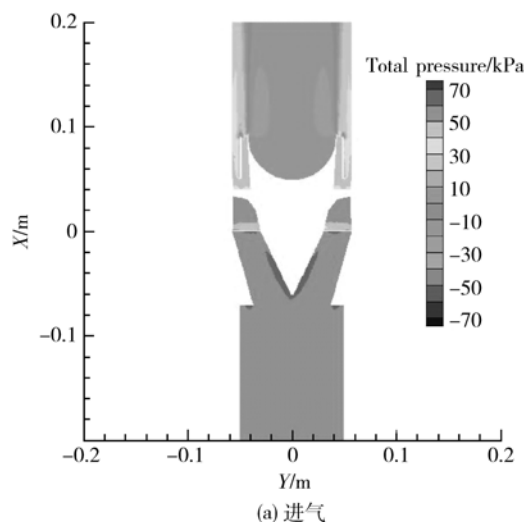
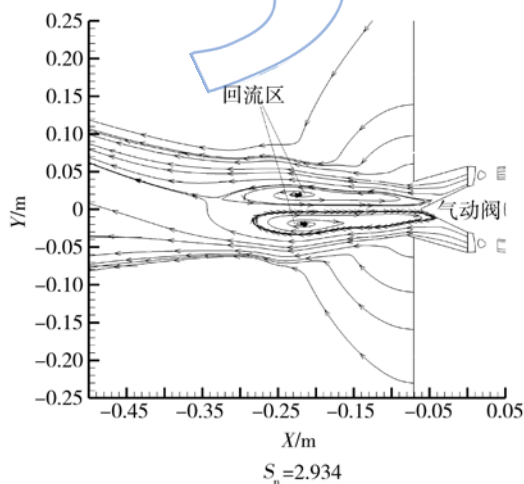


图4 气动阀纵向截面的总压分布

($p_{t1} = 60\,000\text{ Pa}$, $S_n = 0.5774$)

Fig. 4 Distribution of total pressure in the surface $z=0$ ($p_{t1} = 60\,000\text{ Pa}$, $S_n = 0.5774$)图5 气动阀倒流时 $z=0$ 截面流线图Fig. 5 Streamlines on the face $z=0$

进气时的 σ 和 ξ 随进气总压的变化如图6所示. 可以看出: 阻力系数几乎不随来流压力变化而变化, 而随旋流数的增加而增加, 说明在所给定的

来流压力下, 模型气动阀内的流动处于自模化状态, 旋流数成为影响进气效率的主要因素. 总压恢复系数随来流压力升高而线性降低, 根据式(1)和式(2)可推得: $W_v \propto p_{t1}^2$ (W 为流过气动阀空气流量), 即, 气动阀出口动量正比于进口总压的平方.

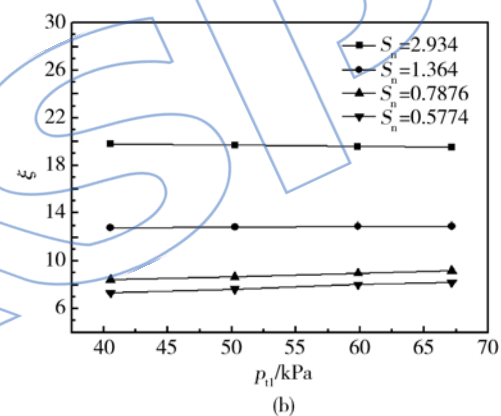
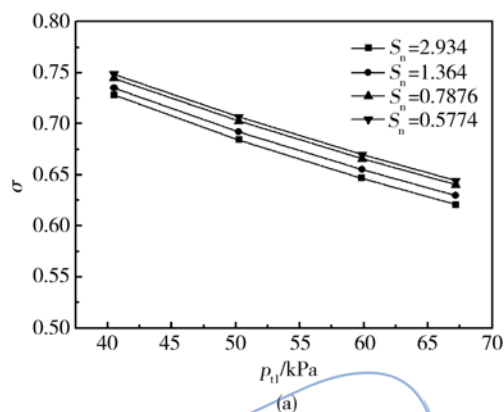


图6 总压恢复系数及阻力系数与进气总压之间的关系

Fig. 6 Total pressure recovery coefficients and resistance coefficients vs. total pressure

2.2.2 气动阀的单向阀特性

PDE 用气动阀必须要有足够的单向阀性能, 对它的基本要求是, 在相同的来流压力下, 进气流量需大于倒流流量, 图7给出了进气和倒流情况下, 各模型气动阀流量与进气总压之间的关系. 由图可见, 流过气动阀的空气流量随来流压力的增加而增加, 各个状态下各模型气动阀的正向流量均大于倒流流量, 说明采用倒旋流设计的气动阀均能实现一定的单向阀功能. 为了更好地描述和比较不同气动阀单向阀性能, 引入无量纲单向阀性能参数(或称单向阀系数) ϵ , 在进气总压相同的情况下, 将进气和倒流流量带入如下公式:

$$\epsilon = \frac{W_{in} - W_{inver}}{W_{in} + W_{inver}} \quad (3)$$

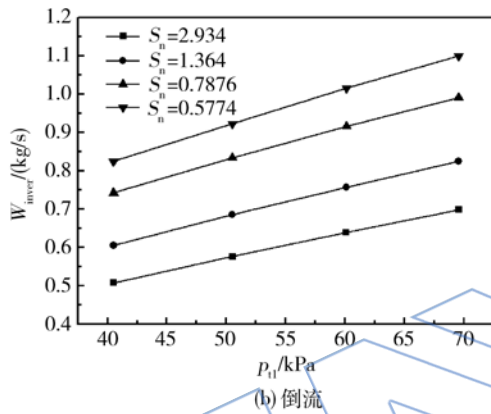
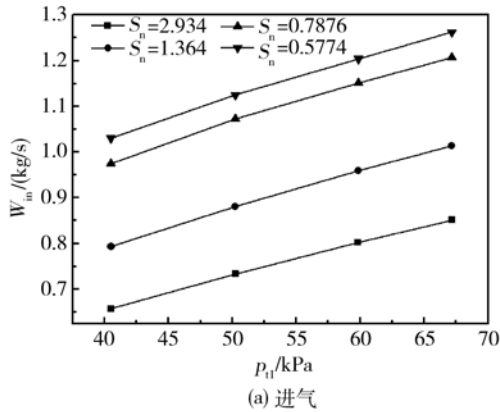


图 7 流过气动阀的流量与进气总压之间的关系曲线

Fig. 7 Relation between mass flow rate and total pressure

图 8 给出各模型气动阀的 ϵ 与进气总压的关系. 可见气动阀的单向阀性能随进气总压的增加而降低, 旋流数较低时单向阀系数随旋流数的增

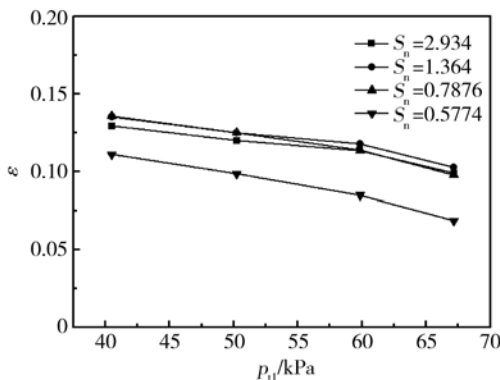


图 8 单向阀系数随进气总压及旋流数之间的变化规律

Fig. 8 Relation between valve's one-way coefficients and total pressure

加而增加, 而在较大旋流数的情况下, 气动阀单向阀系数随旋流数增加而降低. 分析认为: 随着旋流数的增大, 在进气和倒流两种情况下, 总压损失都增加, 从计算结果来看, 进气总压损失随旋流数增加的程度要大于倒流总压损失随旋流数增加的程度, 因此, 存在一个最佳的旋流数. 在此旋流数状态下, 气动阀单向阀性能最佳. 根据图 8 中不同旋流数的模型气动阀的 ϵ 数值可知, S_n 值分别为 1.364 和 0.7876 时气动阀的单向性能最好, 结合气动阀的进气阻力特性, 认为符合本文几何结构的气动阀的最佳倒旋流数在 1.0 左右.

3 气动阀及其在 PDE 上的实验

根据上述数值计算结果可知, 倒旋流气动阀设计时, 旋流数是关键参数, 它不但影响着气动阀的进气效率, 还对气动阀的单向阀性能具有决定作用. 综合考虑以上计算结果, 选用 $\alpha = 60^\circ$, $S_n = 1.364$ 设计气动阀进行实验. 首先进行气动阀的冷吹实验, 然后将气动阀安装爆震管进行爆震燃烧实验.

3.1 实验系统及工况

实验系统分为冷态实验系统和热态实验系统, 其中冷态实验系统如图 9 所示. 通过安装在气动阀远上游的热电偶和总、静压测量仪来测量总压和流过气动阀流量. 气动阀分别以模拟 PDE 进气和倒流两种情况安装. 为了得到气动阀进气总压损失情况, 需测量气动阀下游总压值, 实验时在气动阀后安装长约 $8D$ 左右的光管, 如图中虚线所示, 实验在不同来流总压下, 测量进气时气动阀的总压损失、流量及倒流时的流量.

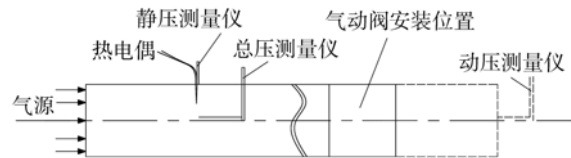


图 9 冷态实验系统

Fig. 9 Schematic of experimental setup for aero-valve

热态实验系统由供气系统、供油系统、控制系统、测量系统和实验 PDE 等组成, 图 10 给出了实验爆震管结构图. 爆震管内部安装各种助爆装置, 以加速缓燃向爆震的转变 (DDT) 过程^[22-23], 其余系统参见文献[17].

热态实验采用汽油为燃料, 来流空气总压约

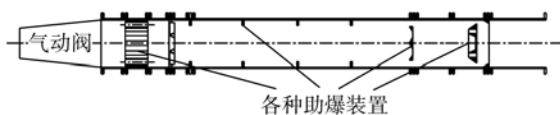


图 10 热态实验 PDE 结构图

Fig. 10 Schematic of pulse detonation engine

为 65 000 Pa(表压),PDE 的总长约为 1.2 m,爆震管内径为 114 mm,点火频率分别设定为 30,40 Hz 和 50 Hz。

3.2 实验结果分析

3.2.1 冷态实验结果

图 11~图 12 给出了实验测得的在不同进气总压下气动阀流量、总压恢复系数、阻力系数及单向阀系数的分布规律,同时图中也给出相应状态下各参数的数值模拟结果,比较实验数据和计算数据如表 2 所示。表 2 显示计算结果与实验值比较接近,相差约 10%,考虑到实验测量的误差等因素的影响,可以认为计算结论是可信的。

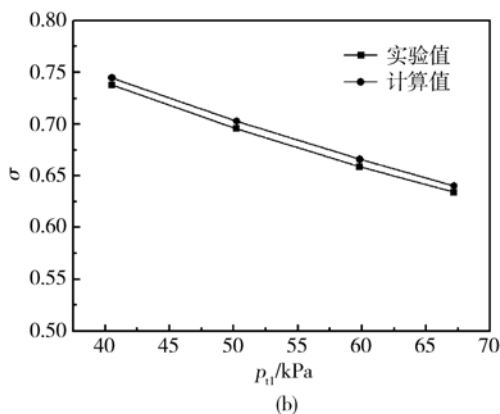
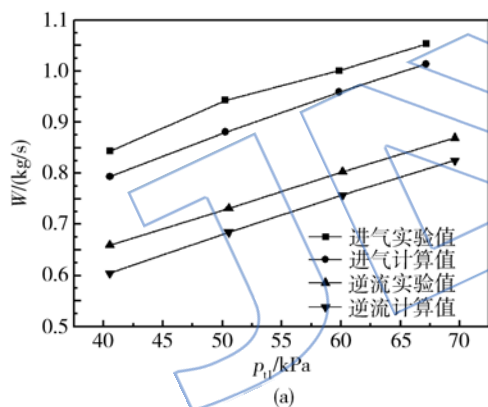


图 11 流量、总压恢复系数随进气总压的变化关系
Fig. 11 Mass flow rate and total pressure recovery coefficients vs. total pressure

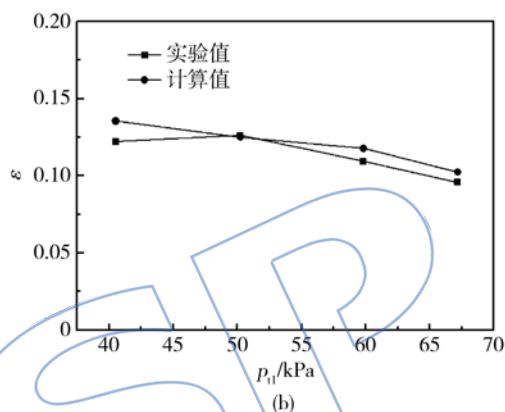
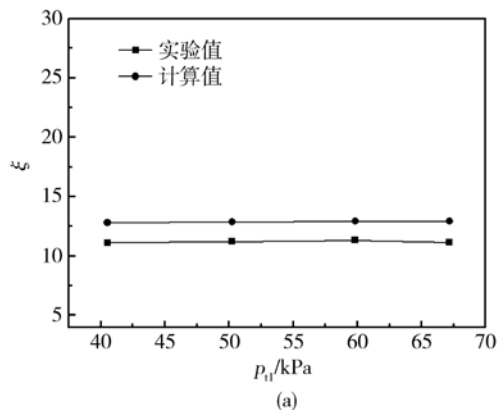


图 12 阻力系数、单向阀系数随来流总压的变化关系

Fig. 12 Resistance coefficients and valve's one-way coefficients vs. total pressure

表 2 气动阀各参数数值计算值与实验值比较
(一号表示实验值小于计算值)

Table 2 Comparison between numerical valve and experimental valve

参数	W_{in}	W_{inver}	σ	ξ	ϵ
误差/%	5.09	6.39	-1.01	-14.9	-6.12

3.2.2 热态实验结果

图 13~15 给出了点火频率分别为 30,40 Hz 和 50 Hz 时爆震管尾部光滑段处测得的压力时间历程。可以看出当爆震管的点火频率分别为 30 Hz 和 40 Hz 时,测到的压力平均峰值大于 1.5 MPa,根据有关文献所述,可以认为产生爆震波;设定点火频率为 50 Hz 时,虽然每次点火都能成功,但测得的平均压力峰值在 1.0 MPa 以下,在爆震管内并没有形成稳定的爆震波。主要原因有两方面:一是为了在 1.2 m 长的 PDE 内产生爆震波,在爆震管内设置了各种助爆装置,这些装置连同气动一起,给进气带来了很大的总压损失,使得

进气速度低(冷态测得爆震管的充填速度约为 70 m/s),这样充填时间约为 14 ms,这样当点火周期设定在 20 ms(50 Hz)时,就很难完成 PDE 循环的

其他过程;二是气动雾化效果不好,如图 16 所示,这就造成了在爆震管的上游存在局部贫油(或局部富油)区,这些都对 DDT 过程产生不利的影响.

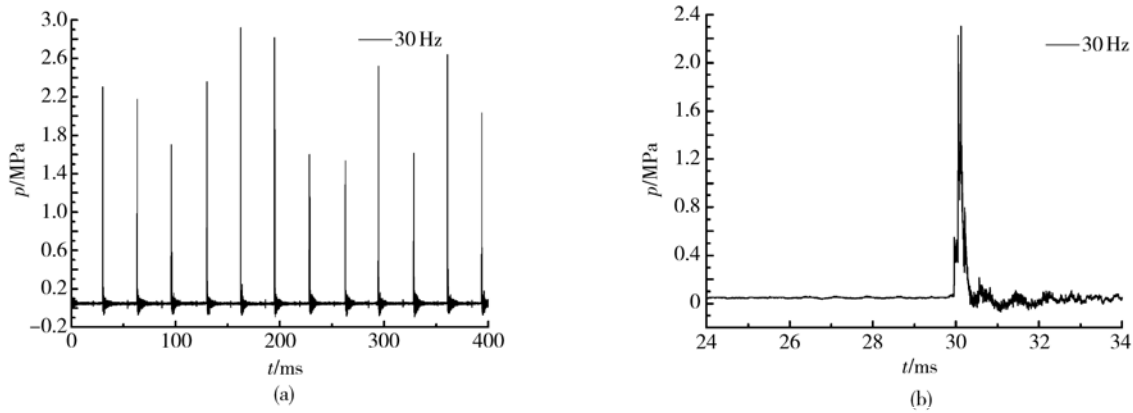


图 13 $f=30\text{ Hz}$ 爆震管内压力时序图及压力波形放大图

Fig. 13 Pressure time sequences and partial enlarged curve ($f=30\text{ Hz}$)

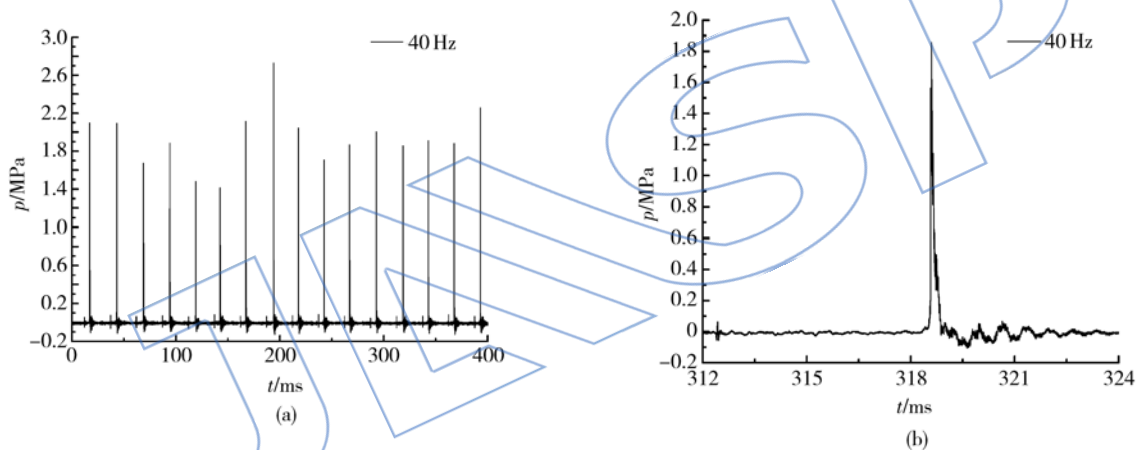


图 14 $f=40\text{ Hz}$ 爆震管内压力时序图及压力波形放大图

Fig. 14 Pressure time sequences and partial enlarged curve ($f=40\text{ Hz}$)

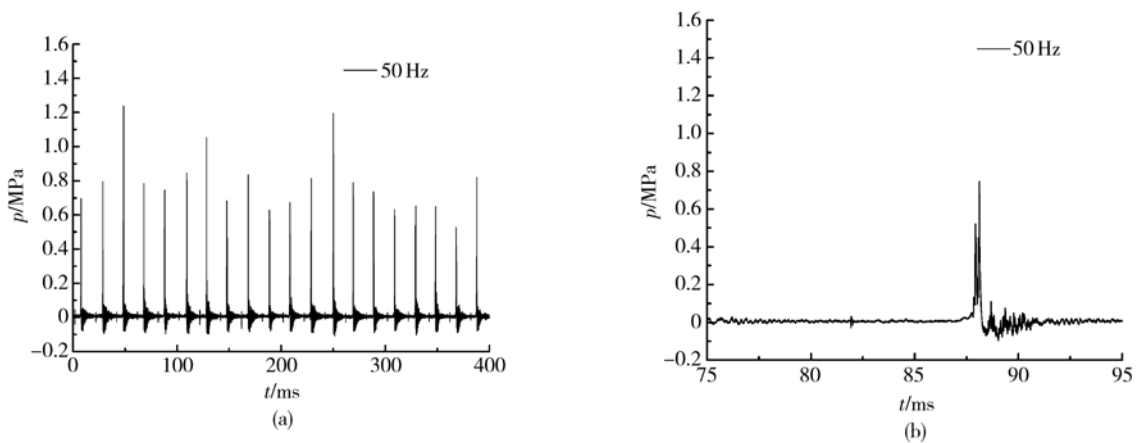


图 15 $f=50\text{ Hz}$ 爆震管内压力时序图及压力波形放大图

Fig. 15 Pressure time sequences and partial enlarged curve ($f=50\text{ Hz}$)

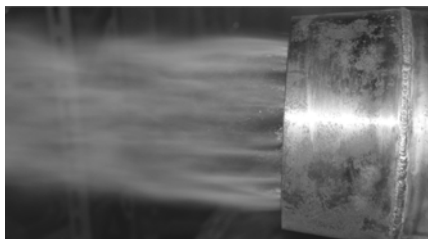


图 16 气动雾化实物照片(以水替代汽油)
Fig. 16 Photograph illustrating atomization after aero-valve (water instead of gasoline)

4 结 论

1) 提出了利用倒流旋转增大倒流阻力的 PDE 气动阀设计思想。

2) 采用数值分析的方法,利用商用 CFD 软件 Fluent 计算了不同旋流数下,进气和倒流两种情况时气动的流动特性。计算结果显示:旋流数的增加,可有效地减小倒流量;但太大的旋流数会造成难以承受的进气总压损失,从而使单向阀系数降低,最佳的旋流数在 1.0 左右。

3) 设计了一台内径 114 mm 的 PDE 模型机,并使用 $S_n=1.364$ 的气动阀进行实验,冷吹结果表明了数值计算结果的可靠性;热态实验表明使用该气动阀在该模型机上可获得频率 40 Hz 的稳定爆震。

参考文献:

- [1] Anthony J. A review of PDE development for propulsion applications[R]. AIAA 2007-985, 2007.
- [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: 277-280.
- [3] 范育新, 王家骅, 李建中, 等. 脉冲爆震发动机气动阀性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 22(1): 142-149. FAN Yuxin, WANG Jiahua, LI Jianzhong, et al. Performance analysis in pulse detonation engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 22(1): 142-149. (in Chinese)
- [4] Kentfield J A C. The noise-producing characteristics of highly loaded valveless pulse combustor[J]. Journal of Vibration, Acoustic, Stress, and Reliability in Design, 1988, 110(2): 238-245.
- [5] Bertin J H. Aerodynamic valve: US, 267001154[P]. 1984-12-01.
- [6] Wislicenus G F. Flow control means for pulsejet combustion units: US, 261892552[P]. 1982-12-01.
- [7] Valaev A A, Zhimerin D G, Mironov E A, et al. Method and apparatus for intermittent combustion: US, 3954380[P]. 1976-05-04.
- [8] Roy G D, Mashayek F. Proceedings of the 14th ONR Propulsion Meeting[C]. Chicago, IL: University of Illinois at Chicago, 2001: 165-70.
- [9] Roy G D, Strykowski P J. Proceedings of the 13th Propulsion meeting[C]. Minneapolis, MN: University of Minnesota, 2000: 184-9.
- [10] Brophy C M, Netzer D W. Effect of ignition characteristics and geometry on the performance of a JP-10/O₂ fueled pulse detonation engines[R]. AIAA 99-2635, 1999.
- [11] Smirnov N N, Nikitin V F, Tyurnikov, et al. Control of detonation onset in combustible gases[M] // Roys G D, Frolov M. High-speed deflagration and detonation: fundamentals and control. Moscow: ELEX-KM Publishers, 2001: 3-30.
- [12] Achasov O V, Penyazkov O G. Some gas dynamic methods for control of detonation initiation and propagation[M] // Roys G D, Frolov S M. High-speed deflagration and detonation: fundamentals and control. Moscow: ELEX-KM Publishers, 2001: 31-44.
- [13] 陈文娟, 张群, 严传俊, 等. 吸气式脉冲爆震发动机原理性实验研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(2): 26-30. CHEN Wenjuan, ZHANG Qun, YAN Chuanjun, et al. Elementary experimental investigation of air-breathing pulse detonation engines[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 23(2): 26-30. (in Chinese)
- [14] 李建中, 王家骅. 煤油/空气脉冲爆震发动机气动阀研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(3): 279-283. LI Jianzhong, WANG Jiahua. Aerovalves of kerosene air pulse detonation engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 22(1): 142-149. (in Chinese)
- [15] 郑殿峰, 王家骅, 王波, 等. 脉冲爆震发动机旋流式气动阀工作机理和扰流器阻力特性的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 36(1): 101-105. (in Chinese) ZHENG Dianfeng, WANG Jiahua, WANG Bo, et al. Experimental investigation on mechanism of swirling aerovalve and drag coefficient of turbulence generation in PDE[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 36(1): 101-105. (in Chinese)
- [16] 郑殿峰, 张会强, 王家骅. 气动阀型式对脉冲爆震发动机爆震波特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(2): 187-191. (in Chinese) ZHENG Dianfeng, ZHANG Huiqiang, WANG Jiahua. Effects of aerovalve structure on performance of PDE[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(2): 187-191. (in Chinese)
- [17] 宫继双, 范育新, 王家骅. 两相多循环扇形 PDE 试验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2068-2074. (in Chinese) GONG Jishuang, FAN Yuxin, WANG Jiahua. Experimental investigation on two-phase and multi-cycle sector-PDE[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2068-2071. (in Chinese)
- [18] 张义宁, 王家骅, 张靖周. 频率 30~50 Hz 两相脉冲爆震发动机研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 993-997.

- ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jinzhou. Investigation on two phase pulse detonation engine at the frequency 30—50 Hz[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(6): 993-997. (in Chinese)
- [19] 范育新. 大管径气动阀式两相脉冲爆震发动机几个关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- FAN Yuxin. Investigation on several key technologies of two phase valveless large-scale pulse detonation engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [20] 胡骏, 吴铁鹰, 曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [21] 《航空发动机设计手册》总编委员会. 航空发动机设计手册: 第9册 主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [22] 范育新, 王家骅, 李建中, 等. 脉冲爆震发动机蒸发器的蒸发器实验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 308-314.
- FAN Yuxin, WANG Jiahua, LI Jianzhong, et al. Experimental investigation on vaporized-detonator in pulse detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 308-314. (in Chinese).
- [23] 范育新, 王家骅, 李建中, 等. 脉冲爆震发动机蒸发器的扩焰器实验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 171-175.
- FAN Yuxin, WANG Jiahua, LI Jianzhong, et al. Experimental investigation on devices of flame spreading in pulse detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 171-175. (in Chinese)