

文章编号:1000-8055(2011)01-0035-07

环形脉冲爆震发动机引射性能

秦亚欣, 于军力, 高 歌

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 采用解析方法得出爆震波在爆震管内的参数分布,应用数值方法对爆震波衰退为激波后的传播、排除过程进行了多循环模拟. 通过对环形爆震管非稳态引射过程的分析,得出非稳态引射过程可以分成四个阶段,环形爆震管比传统的圆形爆震管的引射作用更强. 不同结构参数的引射喷管对环形爆震管的引射助推性能不同,经过分析,得到了较佳的引射喷管的入口尺寸、内表面形状、长度/直径比以及轴向位置,为提高脉冲爆震发动机的性能提供参考.

关 键 词: 脉冲爆震发动机; 爆震波; 环形; 引射; 数值计算

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Performance studies of annular pulse detonation engine ejectors

QIN Ya-xin, YU Jun-li, GAO Ge

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: The distributions of detonation parameters in detonation chamber were gained by analytical numeration, and then multiple-cycle numerical simulations were carried out after detonation wave broke up to shock wave. The analysis on the mechanism of unsteady ejection shows that the process of unsteady ejection can be divided to four stages, and the ejection performance of annular pulse detonation duct is stronger than round pulse detonation duct. Different structures and parameters could induce different time-averaged thrust augmentations. The better shape of the ejector inlet, interior surface, ejector length-to-diameter ratio and axial placement were obtained through analysis, offering references to augment the performance of pulse detonation engine.

Key words: pulse detonation engine; detonation wave; annular; ejection; numerical simulation

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, 简称 PDE)作为一种可能的未来高性能推进装置得到了国内外航空航天推进领域的广泛关注. 将 PDE 与其他类型发动机(比如涡轮喷气发动机)组合就构成组合式脉冲爆震发动机,可以让它们分别在不同的条件下工作,发挥各自的优势. 近几

年,国内外很多研究人员对单管和多管脉冲爆震发动机进行了大量研究^[1-5],关于环形脉冲爆震发动机的文献报道却很少,环形脉冲爆震发动机与涡轮喷气发动机组合在结构上简单可行. 一个结构设计较好的引射喷管可以有效地提高脉冲爆震发动机的性能. 本文通过对环形脉冲爆震管及其

收稿日期:2009-11-23; 修订日期:2010-05-13

作者简介:秦亚欣(1982-),女,河北石家庄人,博士生,主要从事尾喷系统研究.

引射喷管的数值研究,希望对环形爆震管引射增压性能有更深入的了解,得到性能较佳的引射喷管,为进一步试验提供参考。

1 数值方法与模型

1.1 数值方法

本文在进行模拟时将问题分为两部分.第一部分为爆震波离开爆震管之前,爆震参数分布利用解析的方法获得^[6-7].第二部分为爆震波排出爆震管进入喷管以及管外环境,这一部分流场比较复杂,应用 FLUENT 软件进行模拟;采用二维轴对称非定常流动的 Navier-Stokes(N-S)方程来模拟流体动力学过程;选用二阶迎风格式对方程进行离散;在算法上选用 PISO (pressure-implicit with splitting of operators) 算法,这种算法对瞬态问题有明显的优势^[8],PISO 算法的精度主要取决于时间步长,本文采用适应性时间推进的方法,最小时间步长为 1×10^{-9} s,最大时间步长为 5×10^{-6} s;近壁面采用非平衡壁面函数处理。

1.2 计算模型

计算域包括爆震管和引射喷管两大部分.环形爆震管截面积相当于直径为 50 mm 的圆管的面积,管长 1000 mm.引射喷管直径与爆震管当量直径之比 R_d 参考范围在 2.4 到 3.5 之间^[9-10],引射喷管直径 D_{ejector} 为 150 mm,如图 1 所示.引射喷

管内表面形状^[11] (引射喷管的种类)、长径比 ($L_{\text{ejector}}/D_{\text{ejector}}$)、轴向位置 x/D_{pde} (爆震管出口位置 $x=0$,引射喷管进口位置在爆震管出口的下游时轴向位置为正值,反之为负值)以及填充分数 (爆震管中填充可燃气体的体积与爆震管体积的比值)的变化见表 1.三种引射喷管的内表面分别为直圆柱形、直圆柱后边接一段长度固定 (195 mm) 扩张角度为 4° 的扩张段形和扩张角度为 4° 的扩张形,三种喷管的入口段均为钟形,长度为 70 mm,入口直径为 d .为了克服外界对喷管出口和引射进口流场干扰的影响,增加了外区.为节省计算资源,只计算轴对称模型中的一半.爆震管与喷管的计算网格是尺寸为 1 mm 的四边形网格,并采用了自适应网格技术^[12],引射喷管出口网格尺寸逐渐增大。

表 1 引射喷管参数
Table 1 Parameters of ejectors

喷管种类	填充分数	长径比 $L_{\text{ejector}}/D_{\text{ejector}}$	轴向位置 x/D_{pde}
直引射	0.95	1.6~3.6	-1.4~2.0
直-扩引射	0.95	2.9~4.9	-1.4~2.0
扩张引射	0.95	1.6~3.6	-1.4~2.0

1.3 计算初值与边界条件

采用 STANJAN 程序 (美国 Stanford 大学机械工程系研制的化学平衡成分计算程序) 对初始压力为 0.1 MPa、初始温度为 300 K、当量比为 1 的 H_2/Air 混合物进行计算,可以得到爆震特性参数:爆震波速度 u_{CJ} 、压力 p_2 、温度 T_2 ,波后燃烧产物声速 c_2 ,推力壁附近压力 p_3 以及比热比 γ . 将这些参数代入以下解析解公式中,得到爆震管内气体速度、压力、密度以及温度沿轴向的分布情况,即爆震波解析解.在同样条件下应用 FLUENT 软件对 H_2/Air 混合物采用 9 组分 19 步反应机理可以算出爆震管内的爆震参数分布,即爆震波数值解.从图 2 可以看出用解析解法和数值解法得到的爆震参数分布基本吻合,所以爆震管内爆震参数分布的解析解可以作为第二部分数值模拟的初值进行计算。

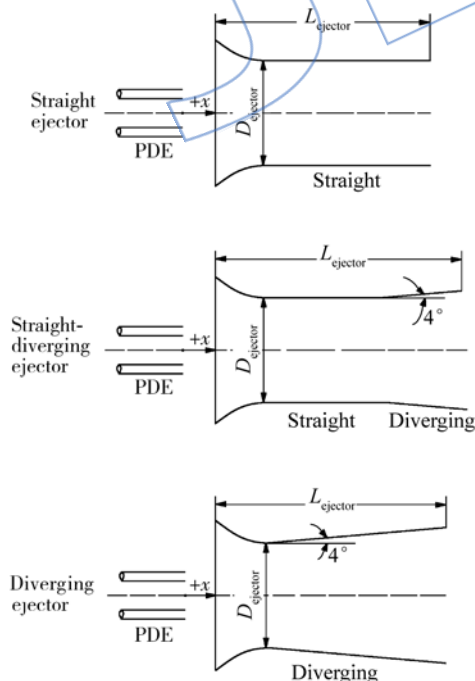


图 1 计算模型

Fig. 1 Numerical model

$$\frac{u}{u_2} = \begin{cases} 0, & 0 \leq \xi \leq \frac{1}{2} \\ 2\left(\xi - \frac{1}{2}\right), & \frac{1}{2} < \xi \leq 1 \end{cases} \quad (1)$$

$$\frac{p}{p_2} = \begin{cases} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma} \right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}, & 0 \leq \xi \leq \frac{1}{2} \\ \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma}(1-\xi) \right]^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}, & \frac{1}{2} < \xi \leq 1 \end{cases} \quad (2)$$

$$\frac{\rho}{\rho_2} = \begin{cases} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}}, & 0 \leq \xi \leq \frac{1}{2} \\ \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma}(1-\xi) \right]^{\frac{2}{\gamma-1}}, & \frac{1}{2} < \xi \leq 1 \end{cases} \quad (3)$$

$$\frac{T}{T_2} = \begin{cases} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma} \right)^2, & 0 \leq \xi \leq \frac{1}{2} \\ \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma}(1-\xi) \right]^2, & \frac{1}{2} < \xi \leq 1 \end{cases} \quad (4)$$

式中 $\xi = \frac{x}{u_{CJ} t}$, x 为爆震波距离封闭端的距离, t 为爆震波传播的时间, γ 为比热比。

本文计算中,每个周期循环时间为 8ms,周期时序分布如图 3 所示. $t_{\text{cycle}} = t_{\text{close}} + t_{\text{purge}} + t_{\text{refill}}$, 其中忽略爆燃向爆震转变过程,爆震波直接从封闭端产生。

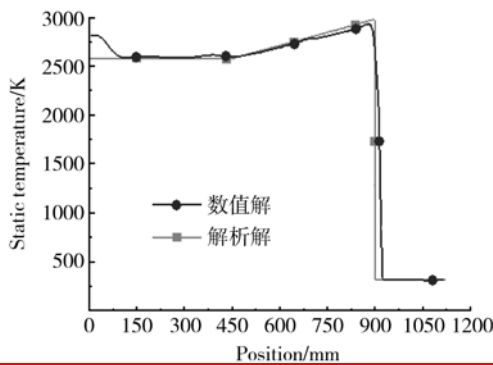
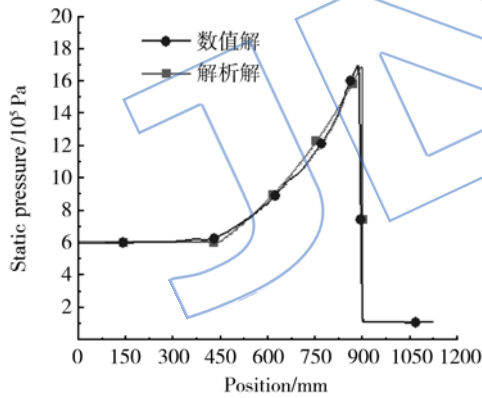
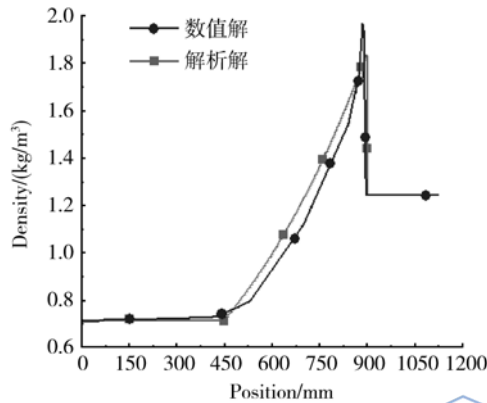


图2 爆震参数轴向分布

Fig. 2 Parameters of detonation distribution along axis

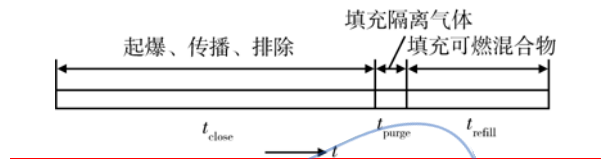


图3 循环周期过程时序图

Fig. 3 Schedule of a circle

2 模拟结果及流场分析

2.1 圆形爆震管与环形爆震管引射流场差异

在 $R_d=3$, 进口位置在爆震管出口上游时,通过对圆形和环形爆震管引射流场定性分析比较发现:在圆形爆震管出口,爆震波衰减为激波进入引射喷管,并迅速向四周膨胀,如图 4(a) 密度云图所示. 激波继续向外传播,同时爆震产物排出爆震管进入引射喷管进而卷吸引射喷管入口处的气流,如图 4(b) 燃烧产物云图所示. 从环形爆震管排出的爆震波衰减为激波,激波进入引射喷管,在轴心处发生碰撞,形成更强的复杂激波区(图 4(c)),随后中心强激波区迅速扩大,并追上前传激波. 由于中心碰撞激波区的存在,使得爆震产物在排出爆震管后不能像圆形管爆震产物那样沿轴向流动,而向四周扩散(图 4(d)),加强了对引射气流的卷吸作用,使得燃烧产物与引射气流更好地混合. 环形爆震管的内通道是可流通通道,从而爆震产物也可以从内通道引射外界气流,环形爆震管平均引射量为 1.53 kg/s,比圆形爆震管的平均引射量 1.32 kg/s 有了较大的增加,从而可以提高增推性能。

2.2 环形爆震管非稳态引射过程

从速度矢量图 5 可以看出环形爆震管非稳态引射的整个过程. 在中心强激波区的作用下,爆震产物向周围散开,如图 5(a) 所示,同时卷吸引射

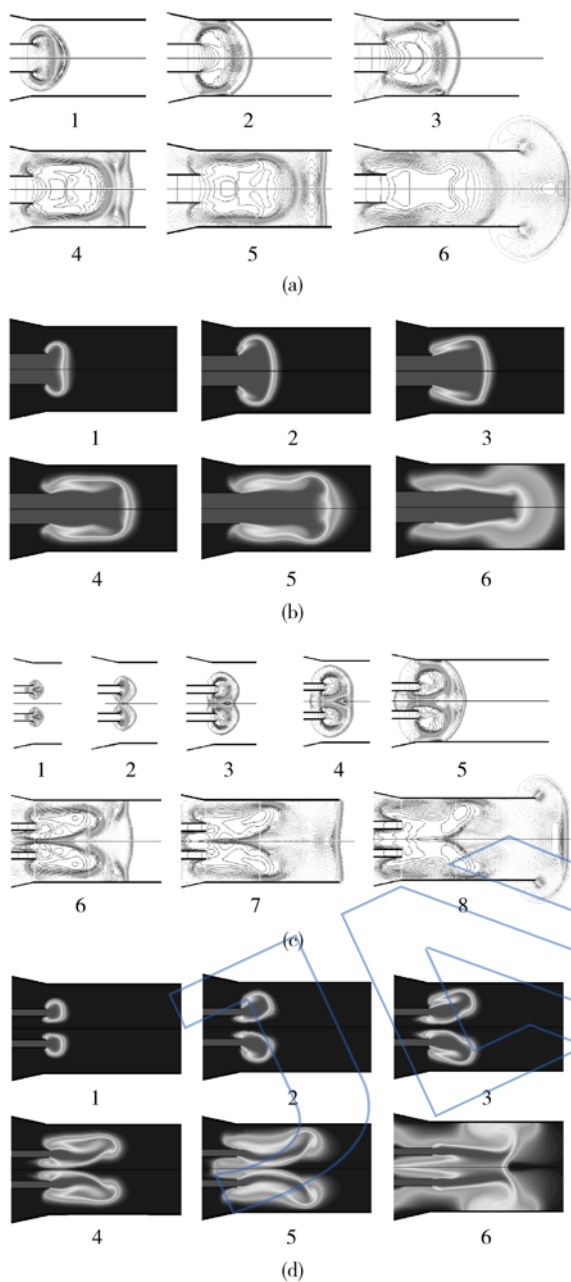


图4 圆形爆震管与环形爆震管引射流场
Fig. 4 Ejection flow field of round and annular pulse detonation duct

器外涵的空气、部分上一循环未排出的气体以及环形爆震管内通道中的空气,并加速向后流去(图5(b)和(c)). 随着时间的推移,爆震管排出的气流速度越来越小,与被引射气流速度达到同一量级,这时从引射喷管入口监视到的流量达到最大值,两股气流在引射喷管出口处完全混合,一起向外排出(图5(d)). 绝大部分爆震产物排出爆震管后,爆震管出口处的压力低于引射喷管混合段处的压力,空气和部分燃气就会向爆震管内回填(图5(e)和(f)). 回填过程终止于隔离气体的填充(图

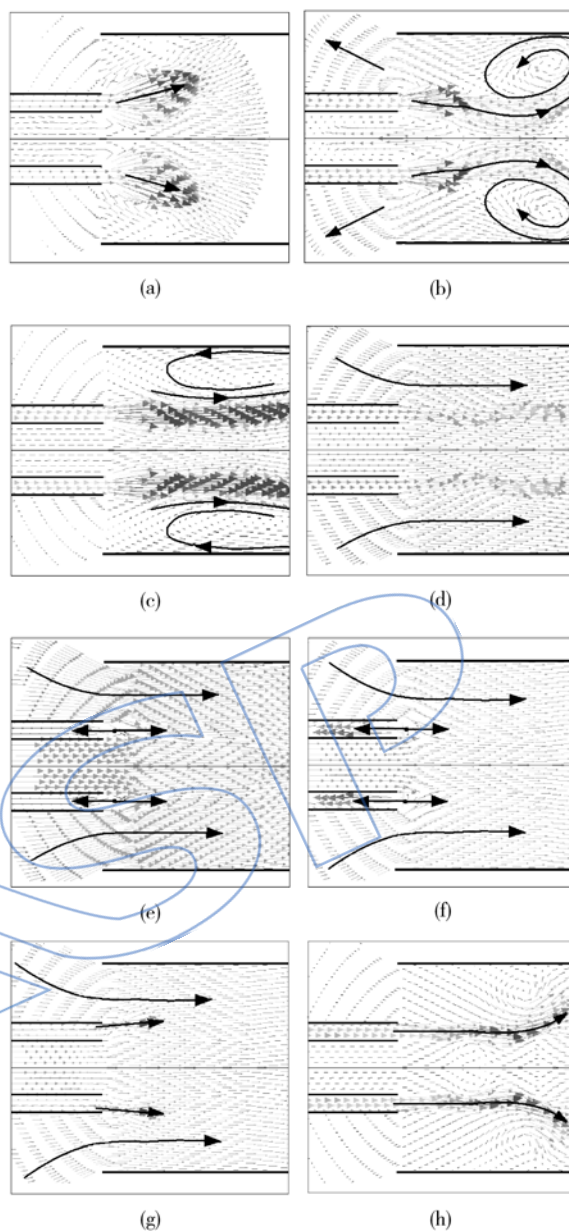


图5 环形爆震管非稳态引射过程
Fig. 5 Process of the unsteady ejection

5(g)),随后隔离气体在填充可燃混合物的过程中被逐渐排出爆震管(图5(h)). 通过以上分析可以将环形爆震管非稳态引射过程分为四个阶段:激波压缩,射流卷吸,主流反向回填,隔离气体与回填气体相撞一起排出.

3 环形爆震管引射性能分析

对于稳态周期性情况,略去可燃混合物进口的动量,瞬时推力可表示为

$$F(t) = q_{m,e}(t) u_e(t) + A_e [p_e(t) - p_0] \quad (4)$$

其中 $q_{m,e}$ 为系统出口质量流量, u_e 为出口流速, A_e 为喷管出口面积, p_e 为出口压力, p_0 为外界

压力.

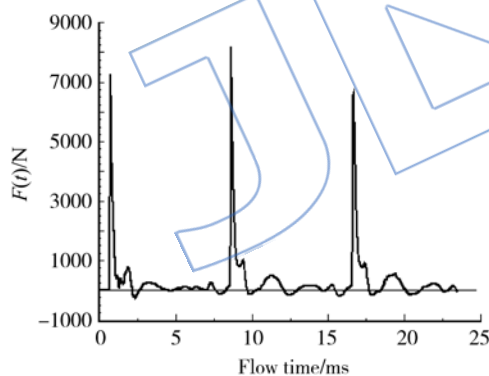
平均推力为

$$F = \int F(t) dt / t_c \quad (5)$$

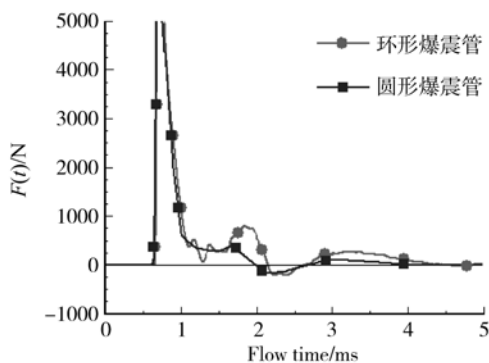
其中 t_c 为一个循环的时间.

对瞬时推力在整个循环时间上取平均就可以得到平均推力. 将带引射喷管的爆震管的平均推力与不带喷管的爆震管的平均推力相比就可以得到推力增量比 $\Phi(F_{pde-ejector}/F_{pde})$.

图 6(a) 是在引射喷管入口直径与引射喷管直径比 $d/D_{ejector} = 1.6$, $x/D_{pde} = 1$, $L_{ejector}/D_{ejector} = 3.1$ 时扩张形引射喷管的三个循环的瞬时推力图. 激波传到引射喷管出口之前, 出口处的 $q_{m,e}$ 为 0, p_e 等于 p_0 , 即在 0.67 ms 之前推力均为 0. 在每个循环中, 激波排出引射喷管出口时, 原来引射喷管中的空气和部分上一循环未排出的燃气被压缩并加速排出, 从而产生了很大的瞬时推力峰值. 每个循环的峰值有差异是因为引射喷管中存在复杂波系并相互作用, 使得主激波的强弱不同. 图 6(b) 为带扩张形引射喷管的圆形和环形爆震管的第一个循环瞬时推力放大图. 瞬时推力在极短的时间内降为较小的值, 而后又上升或是维持较小值, 这是大部分的爆震产物夹带引射气流集中排



(a)



(b)

图 6 瞬时推力

Fig. 6 Instantaneous thrust

出的结果. 环形爆震管引射气流包括爆震管内通道中的空气, 使得引射气流量比圆形爆震管的引射流量大, 所以会出现瞬时推力升高的现象.

3.1 引射喷管入口对引射性能的影响

引射喷管的入口形状、尺寸对引射喷管的性能有非常重要的影响. 本文设计了一种直入口和四种钟形入口, 入口直径与引射喷管直径比 $d/D_{ejector}$ 分别为 1.0, 1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 钟形入口段为内插样条函数曲线. 图 7 为 $x/D_{pde} = 1$, $L_{ejector}/D_{ejector} = 3.1$ 的扩张形引射喷管在 $d/D_{ejector} = 1.4$ 时引射喷管入口的瞬时流量图, 在每个循环中都有入口反流, 这是由于前传激波对入口处的气体有压缩作用, 使得这部分气体排出引射喷管. 从第二个循环开始, 引射喷管进口有了一定的速度, 所以反流量比第一个循环少. 表 2 给出了五种不同尺寸引射喷管入口在同等条件下的平均进气流量. 可以看出, $d/D_{ejector} = 1.0$ 时平均流量较小, 四种钟形入口的平均流量差异不大, 这是由于钟形进口都为气动表面, 可以使较多的空气被卷吸到引射喷管中. 在后边的研究中, 采用了 $d/D_{ejector} = 1.6$ 的引射喷管进口.

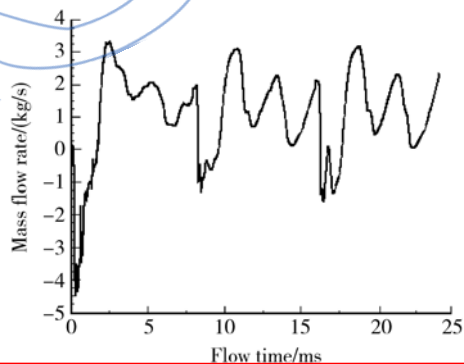


图 7 引射喷管入口瞬时流量

Fig. 7 Instantaneous mass flow rate at ejector inlet

表 2 引射喷管入口平均流量

Table 2 Average mass flow rate at ejector inlet

	$d/D_{ejector}$				
	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8
平均流量/ (kg/s)	1.485	1.531	1.532	1.548	1.542

3.2 引射喷管内表面形状、长径比对引射性能的影响

在 $R_d = 3.0$, $x/D_{pde} = 1$ 时, 通过改变直引射喷管、扩张引射喷管的长度以及直-扩引射喷管的

中间过渡段的长度来改变长径比,如表1所示。图8为三种表面形状的引射推力增量比 Φ 在不同长径比下的变化曲线。可以看出,引射推力是随引射喷管长径比的增加而增加的,而增量多少与引射喷管的内表面形状有很大关系。直引射喷管推力增量较小,在 $L_{\text{ejector}}/D_{\text{ejector}}=3$ 左右时达到最大值。前导激波在引射喷管中传播的过程,也是慢慢膨胀的过程,一定的扩张角更有利激波引导气流,从文献[10]可知,激波变化过程是以半角为 4° 膨胀。而且扩张引射喷管的出口面积要比直引射喷管出口面积大,所以扩张引射喷管推力增加值比直引射喷管增加值大很多。直-扩引射喷管出口面积一定,截面变化迎合了激波膨胀速度,长度相对较长,延长了激波在引射管内的传播时间,增加了平均引射流量(图9),所以平均推力增量也较大。

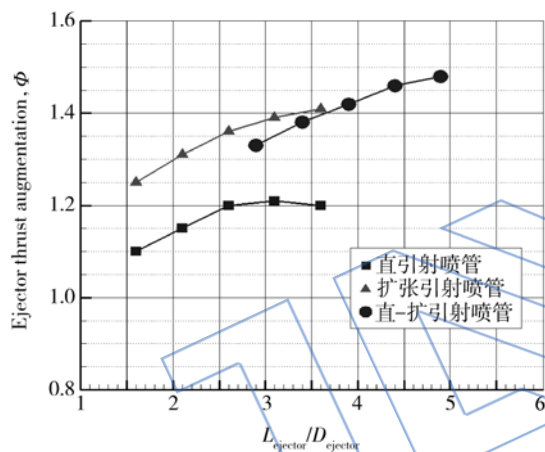


图8 不同长径比下的推力增量比

Fig.8 Ejector thrust augmentation of different $L_{\text{ejector}}/D_{\text{ejector}}$

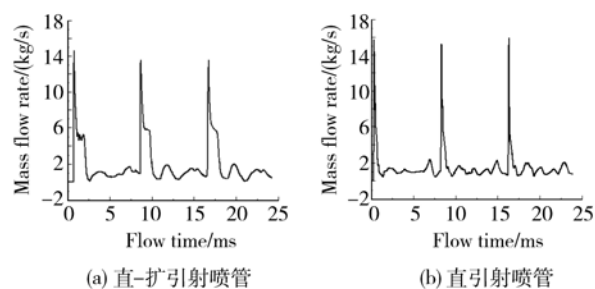


图9 引射喷管出口瞬时流量

Fig.9 Instantaneous mass flow rate at ejector outlet

3.3 轴向位置对引射性能的影响

图10是三种内表面形状不同的引射喷管推力增量比随轴向位置的变化情况。三种不同的引射喷管都是在位置(x/D_{pde})为0到1之间达最大

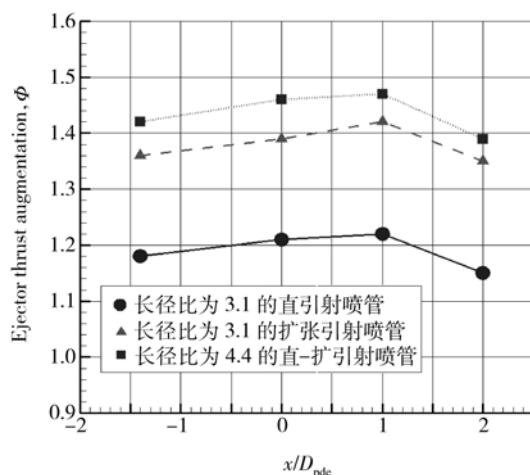


图10 不同位置处的推力增量比

Fig.10 Ejector thrust augmentation of different x/D_{pde}

推力增量比。引射喷管位置在-1.4到1之间推力增量变化平稳可能是因为填充分数较大,爆震管出口的强激波大部分可以进入引射喷管,激波损失较小。 $x/D_{\text{pde}}=2$ 时,强激波在进入引射器之前能量消耗过大,甚至部分激波传出系统,进入外区,使得在引射管中的引射作用减弱,所以推力增量明显降低。

4 结论

本文用解析的方法计算爆震波在爆震管中的传播过程,采用数值的方法研究爆震波衰减为激波后在爆震管外的变化过程。通过对环形爆震管和圆形爆震管的流场分析,发现环形爆震管排出的气流对引射二次流的卷吸作用更强,两股气流混合得更均匀,平均引射流量也有明显增加,进而可以提高引射性能。对环形爆震管的引射过程研究,可以将非稳态引射过程分成四个阶段:激波压缩,射流卷吸,主流反向回填,隔离气体与回填气体相撞一起排出。通过对引射喷管几何结构和位置的分析,得到了这种环形爆震管较好的引射喷管几何形状、尺寸以及轴向位置,对环形爆震管引射器的增推性能有了进一步的了解,可为试验提供参考。

参考文献:

- [1] Tangirala V E, Dean A J, Nobuyuki T, et al. Performance of a pulse detonation engine under subsonic and supersonic flight conditions[R]. AIAA 2007-1245, 2007.
- [2] 刘建文,钟诚文,赵书苗.多管脉冲爆震发动机流场数值研究[J].推进技术,2007,28(6):674-678.

LIU Jianwen, ZHONG Chengwen, ZHAO Shumiao. Nu-

- merical investigation of multi-tube pulse detonation engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(6): 674-678. (in Chinese)
- [3] Wintenberger E, Austin J M, Cooper M, et al. Analytical model for the impulse of single-cycle pulse detonation tube [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(1): 22-38.
- [4] Hofer D C, Tangirala V E, Suresh A. Performance metrics for pulse detonation combustor turbine hybrid systems [R]. AIAA 2009-292, 2009.
- [5] 张群, 严传俊, 范玮, 等. 多循环脉冲爆震发动机概念化设计[J]. *推进技术*, 2003, 24(6): 500-504.
ZHANG Qun, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Conceptual design of multi-cycle pulse detonation engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6): 500-504. (in Chinese)
- [6] 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.
YAN Chuanjun, FAN Wei. The theory and key technology of pulse detonation engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [7] 邱华. 脉冲爆震发动机性能分析及数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
- QIU Hua. Performance analysis and numerical simulation of pulse detonation engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [8] 秦亚欣, 于军力, 高歌. 脉冲爆震发动机喷管性能数值分析[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(2): 366-372.
QIN Yaxin, YU Junli, GAO Ge. Computational analysis on the nozzle performance of pulse detonation engines [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(2): 366-372. (in Chinese)
- [9] Glaser A J. Performance and environmental impact assessment of pulse detonation based engine systems[D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2007.
- [10] Allgood D, Gutmark E, Hoke J, et al. Performance studies of pulse detonation engine ejectors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6): 1317-1323.
- [11] Wilson J, Sgondea A, Paxson D E, et al. Parametric investigation of thrust augmentation by ejectors on a pulsed detonation tube[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1): 108-115.
- [12] Yungster S, Perkins H D. Multiple-cycle simulation of a pulse detonation engine ejector [R]. AIAA 2002-3630, 2002.