

文章编号: 1000-8055(2010)02-0366-07

脉冲爆震发动机喷管性能数值分析

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: 采用详细的化学反应机理, 对脉冲爆震发动机的不同结构喷管进行了二维轴对称单循环数值模拟. 分析了爆震波在爆震室内的传播过程以及传出后的流场情况, 模拟所得的爆震波参数与 STANJAN 值较为一致. 对 4 种单喷管和 4 种组合喷管的性能模拟结果表明: 扩张喷管可以产生最大的瞬时推力峰值和比冲; 带引射的组合喷管产生的平均推力比单喷管产生的平均推力要大. 最后对非稳态引射过程进行了分析, 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; 尾喷管; 引射; 数值计算

中图分类号: V235. 22

文献标识码: A

Computational analysis on the nozzle performance of pulse detonation engines

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: Two-dimensional axisymmetric numerical simulation was carried out using single-cycle and detailed chemical reaction kinetics of hydrogen/air mixture, so as to investigate different nozzle effect on the performance of pulse detonation engines. The simulated results of detonation wave parameters are close to the value of a chemical equilibrium solver named STANJAN. The results of numerical simulation with four single-nozzles and four combined-nozzles indicate that, the largest instantaneous thrust and specific impulse are obtained in divergence nozzle; the average thrust generated by the combined-nozzle with ejector is larger than that by the single-nozzle. Furthermore, the mechanism of unsteady ejection was analyzed, offering references to augment the performance of pulse detonation engines.

Key words: pulse detonation engine; nozzle; ejection; numerical simulation

脉冲爆震发动机 (pulse detonation engine, 简称 PDE) 是利用间歇式爆震波产生的高温高压燃气来产生推力的一种新概念发动机, 具有结构简单、热循环效率高等优点. 爆震室排出的燃气所包含的热能通过尾喷管中继续膨胀做功, 以便获得尽可能大的推力. 但常规发动机的稳态流喷管并不适合脉冲爆震发动机, 这是因为脉冲爆震

发动机尾喷管内的流动是周期性的、非定常的、存在着复杂的激波、膨胀波、接触面的相互作用, 即使在同一过程的不同时刻, 喷管经历的流态也存在较大的差距, 这给喷管的分析和设计带来了很大的挑战. 近几年, 国内外很多研究人员也进行了很多研究, 包括直喷管、收敛喷管、扩张喷管、拉瓦尔喷管、塞式喷管以及引射喷管^[1-2], 但结论却不

收稿日期: 2009-01-16; 修订日期: 2009-05-20

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

尽相同,同一种喷管在不同的工况下得出的结论不同,单循环的和多循环的也不相同^[3-4]。到目前为止,尚未建立起脉冲爆震发动机喷管的设计理论。

本文针对几种不同形式的喷管,直喷管、收敛喷管、扩张喷管、收敛扩张喷管、直-引射组合喷管、收敛-引射组合喷管、扩张-引射组合喷管、收扩-引射组合喷管,进行了计算,希望得到不同结构形式喷管的性能差异,对脉冲爆震发动机引射器的增推性能有一个全面而详尽的了解,为深入了解爆震发动机工作过程以及合理的设计脉冲爆震发动机组合式喷管提供有用的信息。

1 计算方法与物理模型

1.1 计算方法

由 Chapman-Jouguet (C-J) 理论可以知道,爆震波可看作是带有化学反应的强激波。因此,在对爆震燃烧进行数值模拟时,必须处理好两方面的问题^[5]:一,是处理好化学反应和能量释放过程;二,是处理好爆震过程中的强间断。对于第一个问题,采用详细化学反应模型能够较好地反映能量释放机制。对于第二个问题,采用高精度数值格式,可使强间断问题得到很好的处理。

本文应用 FLUENT 软件,采用非稳态二维轴对称 Navier-Stokes (N-S) 方程,Realizable 湍流模型,近壁面采用非平衡壁面函数处理。化学反应采用 Chemkin (求解复杂化学反应流体问题的软件) 数据库中 H_2/Air 的 9 组分 19 步反应机理(如表 1 所示),其组分依次是 H_2 , O_2 , O , H , OH , HO_2 , H_2O_2 , H_2O 和 N_2 。

在对方程离散格式上,选用的是二阶迎风格式,在算法上选用对于瞬态问题有着明显优势的 PISO (pressure-implicit with splitting of operators) 算法。PISO 算法的精度主要取决于时间步长,使用越小的时间步长,可取得越高的计算精度,在选用此算法模拟时,时间步长为 1×10^{-8} 。

1.2 物理模型

本文着重研究不同喷管结构对脉冲爆震发动机排气过程和性能参数的影响。计算域包括爆震室和喷管两大部份。为了更好地捕捉爆震波,网格步长不能太大,又由于采用了详细的化学反应机理,这就大大增加了计算量,所以选用较小的计算模型,爆震室长 120 mm,直径 8 mm,喷管长为 30 mm,如图 1 所示。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。图 1(a) 中的单喷管分别为直喷管,收敛喷管,扩张喷管和收敛扩张喷管,图 1(b) 中的组合喷管分别为直-引射组合喷管,收敛-引射组合喷管,扩张-引射组合喷管,收扩-引射组合喷管。引射喷管的尺寸、位置是按文献[6]中的较佳情况而定。

表 1 H_2/O_2 基元反应模型
Table 1 H_2/O_2 reaction mechanism

序号	基元反应	$k = A T^b \text{e}^{-E/RT}$		
		指前因子 A	温度指数 b	反应活化能 E
1	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{O} + \text{OH}$	5.10×10^{16}	-0.8	16510.0
2	$\text{H}_2 + \text{O} = \text{H} + \text{OH}$	1.80×10^{10}	1.0	8830.0
3	$\text{H}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	1.20×10^9	1.3	3630.0
4	$\text{OH} + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	6.00×10^8	1.3	0
5	$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$ H_2O Enhanced by	7.50×10^{23} 20.00	-2.6	0
6	$\text{O}_2 + \text{M} = \text{O} + \text{O} + \text{M}$	1.90×10^{11}	0.5	95560.0
7	$\text{H}_2 + \text{M} = \text{H} + \text{H} + \text{M}$ H_2O Enhanced by H Enhanced by H_2 Enhanced by	2.20×10^{12} 6.00 2.00 3.00	0.5	92600.0
8	$\text{H}_2 + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{OH}$	1.70×10^{13}	0	47780.0
9	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$ H_2O Enhanced by H_2 Enhanced by O_2 Enhanced by N_2 Enhanced by	2.10×10^{18} 21.00 3.30 0 0	-1.0	0
10	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{O}_2 = \text{HO}_2 + \text{O}_2$	6.70×10^{19}	-1.4	0
11	$\text{H} + \text{O}_2 + \text{N}_2 = \text{HO}_2 + \text{N}_2$	6.70×10^{19}	-1.4	0
12	$\text{HO}_2 + \text{H} = \text{H}_2 + \text{O}_2$	2.50×10^{13}	0	700.0
13	$\text{HO}_2 + \text{H} = \text{OH} + \text{OH}$	2.50×10^{14}	0	1900.0
14	$\text{HO}_2 + \text{O} = \text{OH} + \text{O}_2$	4.80×10^{13}	0	1000.0
15	$\text{HO}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$	5.00×10^{13}	0	1000.0
16	$\text{HO}_2 + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2$	2.00×10^{12}	0	0
17	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{M} = \text{OH} + \text{OH} + \text{M}$	1.20×10^{17}	0	45500.0
18	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} = \text{HO}_2 + \text{H}_2$	1.70×10^{12}	0	3750.0
19	$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{HO}_2$	1.00×10^{13}	0	1800.0

为了节省计算资源,采用轴对称模型,只计算

模型的一半. 计算网格为四边形网格, 爆震室与喷管网格步长均为 0.12 mm, 喷管出口网格步长逐渐扩大.

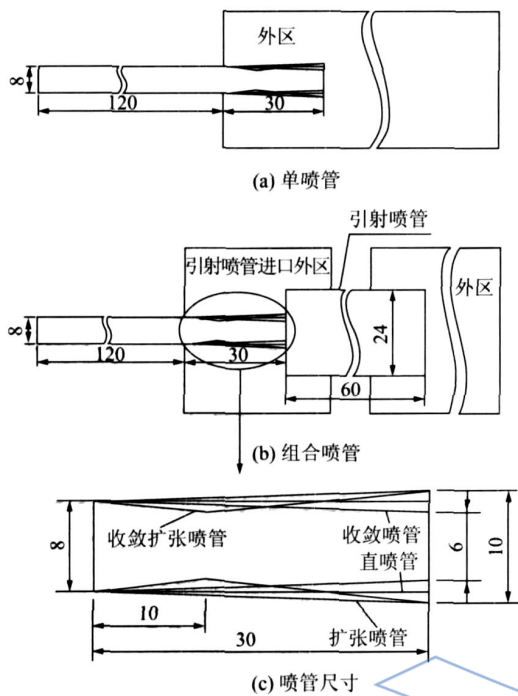


图1 数值计算模型
Fig.1 Numerical simulation model sketch map

1.3 初值及边值条件

以氢气和空气的混合物填充爆震室, 混合物的当量比为 1.0, 喷管和外区以空气填充. 爆震室分为点火区、爆震传播区, 爆震点火采用激波诱导起爆^[7]的方法. 爆震室最左端壁面为推力壁, 点火区为紧靠推力壁 1 mm 的矩形区域, 初始化给其 3 MPa 高压, 2 000 K 高温. 其他区域初始压力为 101 325 Pa, 初始温度为 300 K. 壁面按绝热、无滑移处理. 引射喷管外区压力入口流入的气体成分为空气, 喷管出口外区边界为压力出口, 其压力和温度分别 101 325 Pa 和 300 K.

2 模拟结果及流场分析

2.1 爆震波在爆震室内的传播情况

对模型进行了单循环数值模拟, 图 2 是带直喷管的爆震发动机的不同位置截面上的平均压力值随时间变化的曲线分布. 可以看出在 $x = 10$ 处 (距离推力壁为 10 mm 的截面) 爆震波已经形成, 压力值为 1 640 kPa, 并向开口端传播, 波后压力降为 610 kPa. 从图上看不同位置处的压力峰值均

在 1 640 kPa 左右, 即形成了稳定的爆震波. $x = 120$ 处为爆震室出口, 爆震波传出爆震室后退化为激波. 直喷管出口 $x = 150$ 处的压力峰值比爆震波压力值下降了 600 kPa.

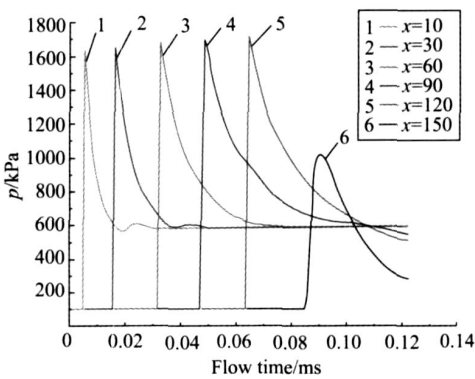


图2 不同位置处压力值随时间的变化
Fig.2 Pressure comparison of different positions

根据 G-J 理论, 爆震波以恒定的爆震波速向前传播, 所以在传播过程中爆震的各参数如压力、速度、密度、温度和爆震波速都不变. 根据爆震波某一时间间隔内扫过的距离可以计算出爆震波波速为 1 990 m/s. 爆震波的特性参数, 如爆震波压力 p_2 、爆震波温度 T_2 、爆震波速度 U_{GJ} 、波后燃烧产物声速 c_2 和推力壁附近压力 p_3 均可以由 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) 计算得到. 表 2 给出了计算值和同等条件下 STANJAN 值的比较, 可以看出误差均低于 4%, 证明了模拟的可靠性.

表2 爆震波特性参数比较
Table 2 Comparison between numerical simulation results and STANJAN values

参数	计算值	STANJAN 值	误差/ %
p_2 / kPa	1640	1581	3.73
T_2 / K	2895	2969	2.49
U_{GJ} / (m/s)	1990	1971	0.96
c_2 / (m/s)	1120	1092	2.56
p_3 / kPa	610	597.3	2.12

2.2 爆震波在尾喷管内的传播

爆震波传出爆震室进入尾喷管后, 退化为无反应激波, 在不同结构形状的喷管内发生不同的变化, 图 3 显示了在同一时刻四种不同结构的喷

管轴线上压力曲线。从图 3 中可以看出,在收敛喷管和收敛扩张喷管中,由于收敛壁面对激波的反射作用,使爆震室出口段压力有所增加。收敛扩张喷管的收敛段较收敛喷管更短,收缩半角更大,使得反射作用更强,因而最早出现压力峰值;在收敛喷管中由于收敛壁面反射作用使压力继续增大,而在收敛扩张喷管中,由于扩张段对超声气流的膨胀作用,使喷管内的压力越来越低。对于直喷管和扩张喷管,当激波离开爆震室后,均产生膨胀波向上游传播,使得爆震室出口段压力减小,而在喷管内压力有所回升,对于扩张喷管,压力总体来说是降低了。当激波离开喷管后向四周膨胀,形成球形激波,如图 4 所示。随着时间的推移,激波继续向外传播,尾喷管内的压力随着膨胀波的传入和管内气体的外流而迅速下降,管外的压力随着激波的扩散慢慢下降。

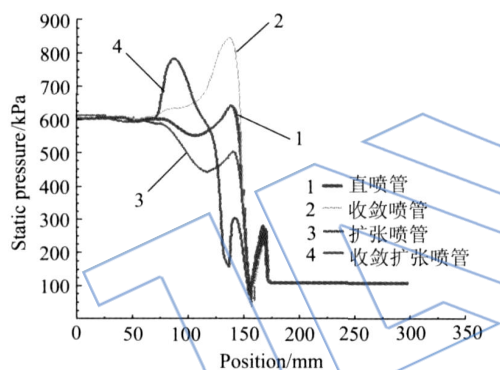


图 3 轴上的压力分布图

Fig. 3 Pressure distribution along axis of detonation tube

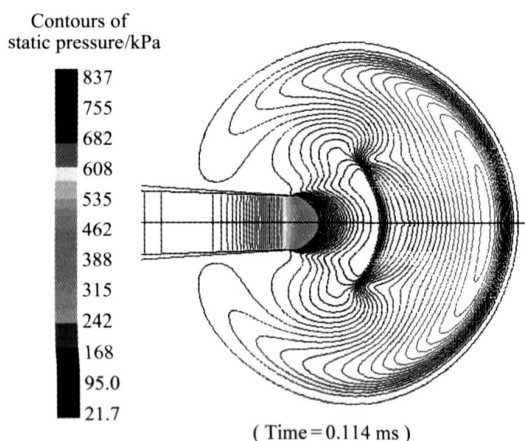


图 4 喷管出口球形膨胀波

Fig. 4 Pressure contour at the exit of nozzle

2.3 不同喷管性能分析

计算推力和比冲有两种方法:一,是对推力壁上的压力进行积分;二,是对整个系统动量变化来计算。第一种方法只能用于简单的直爆震室和带直喷管的爆震室,本文采用第二种方法。瞬时推力为

$$F(t) = q_{m,e}(t) u_e(t) + A_e [p_e(t) - p_0] \quad (1)$$

其中 $q_{m,e}$ 为喷管出口质量流量, 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 101 325 Pa。

比冲为

$$I_{sp} = \int F(t) dt / (\rho V g) \quad (2)$$

其中 ρ 为可燃混合物初始密度, V 为爆震室体积, g 为重力加速度。

图 5 为 4 种结构单喷管的瞬时推力,从方程 (1) 可以看出,当爆震波传到出口之前,出口处的 $q_{m,e}$ 为 0, p_e 等于 p_0 ,所以在爆震波传出喷管之前 (0.09 ms 之前) 推力均为 0。此后爆震波传出爆震室,进入喷管并退化为激波,产生了一个很大的推力峰值,扩张喷管产生的峰值最大,为 190 N,其次为收敛扩张喷管 (185 N),直喷管 (165 N),收敛喷管产生的推力峰值最小,为 120 N。数值模拟过程中发现,爆震室内压力达到与外界压力平衡,即单循环结束,扩张喷管需要的时间最短,为 0.44 ms,收敛喷管需要的时间最长,为 0.65 ms,这是由于收敛喷管产生了向上游传播的反射激波,使得爆震室内平均压力保持在了一个较高值。在多脉冲循环时,收敛喷管会使得爆震频率下降。

图 6 是带不同结构单喷管的爆震室比冲随时间变化情况,可以看出扩张喷管的比冲最大,其次是收敛扩张喷管,收敛喷管的比冲最低。在高温高压气流到达喷嘴时,比冲达最大,随着时间的推移,比冲趋于稳定。由 STANJAN 程序计算出的无喷管 PDE 以氢气-空气混合物为燃料的比冲为 125.6 s,从图可以看出加喷管后除收敛喷管之外,其余结构喷管比冲均有提高。不同类型的喷管对非稳态气流的作用不同,进而影响到喷管性能。从方程 (1) 和 (2) 看出,喷管性能由 A_e , $q_{m,e}$, u_e 和 p_e 决定,要获得更好的喷管性能,必须了解这 4 个量的变化规律,但对于非稳态流场的分析目前还比较困难,本文通过探索研究,定性的比较这四种喷管的性能,为下一步试验做准备。

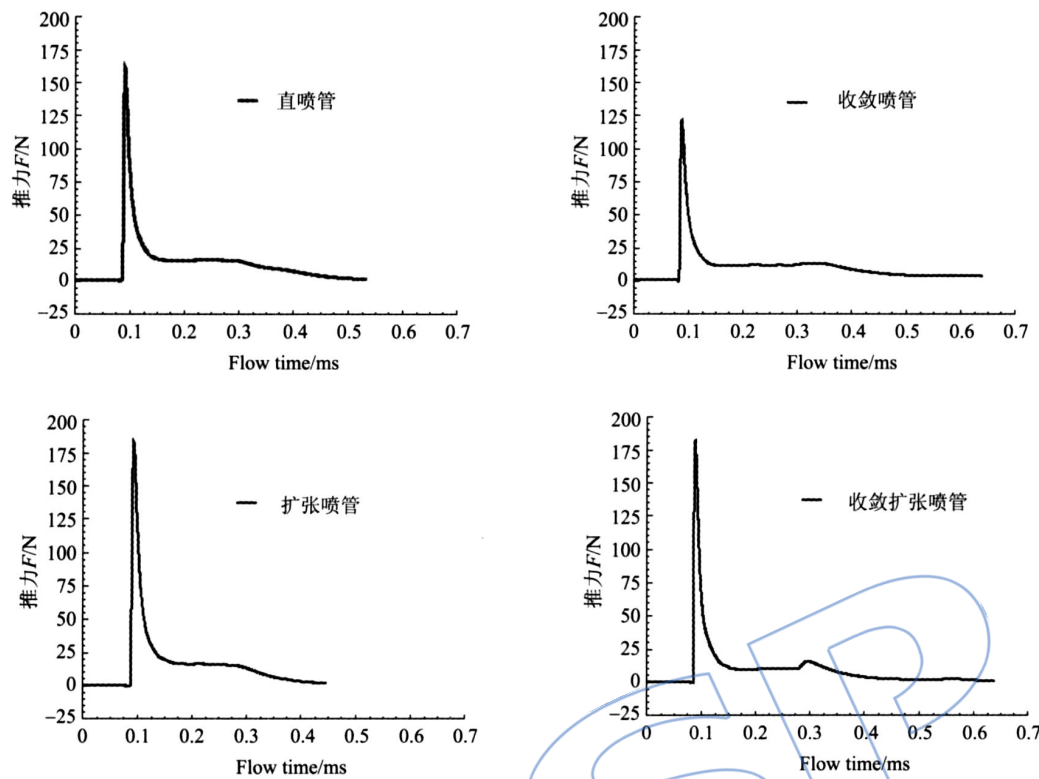


图 5 不同结构喷管瞬时推力

Fig. 5 Instantaneous thrust of different nozzles

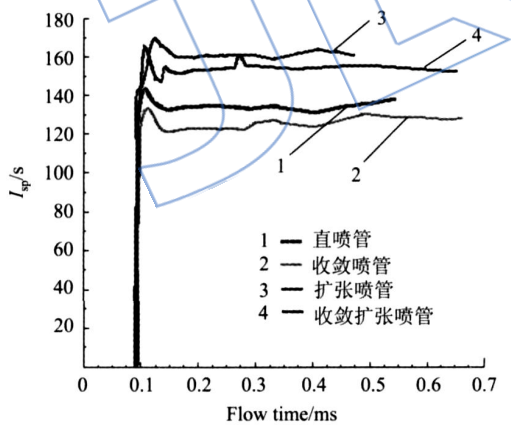


图 6 不同结构喷管比冲

Fig. 6 Specific impulse of different nozzles

为了使从喷管出来的气流能够更充分的得到利用,本文又对四种结构的单喷管分别加了同样的引射喷管进行模拟.通过比较,扩张-引射喷管和直-引射喷管能较大的提高脉冲爆震发动机的推力和比冲,如图 7 所示,从单喷管和组合喷管瞬时推力图上可以看出,单喷管的瞬时推力峰值比组合喷管要大,但组合喷管的较大瞬时推力持续

的时间较长,从而得到组合喷管的平均推力比单喷管要大.

2.4 非稳态引射喷管的引射机理分析

从模拟结果来看,非稳态引射大致分为三个阶段,如图 8 所示,这是以气流从爆震室出口排出为 0 ms(图 8(a)),气流随时间的发展情况,其中图 8(a)~(c)是压力云图,图 8(d)~(f)是速度矢量图.可以看出爆震波离开爆震室后衰退为曲面激波,迅速向四周膨胀(图 8(b)),激波到达引射器壁面后,变成向后传播的曲面激波和从引射器入口向前传播的激波(图 8(c)).在激波的作用下,爆震产物在引射器内涵高速向后流动,同时压缩原来引射器内涵中的空气,外涵空气低速向前流动,如图 8(d),这是非稳态引射的第一阶段.其后引射进入第二阶段,在主射流的卷吸作用下,引射器外涵气流被引射同内涵射流一齐向后流动(图 8(e)).随着时间的推移,爆震产物逐渐排出爆震室,爆震室出口的压力低于引射器混合段的压力,主流反向流动,新鲜空气向爆震室内回填(图 8(f)).外涵来流在惯性和压差作用下继续向后推进,这是非稳态引射的第三阶段.本文模拟的

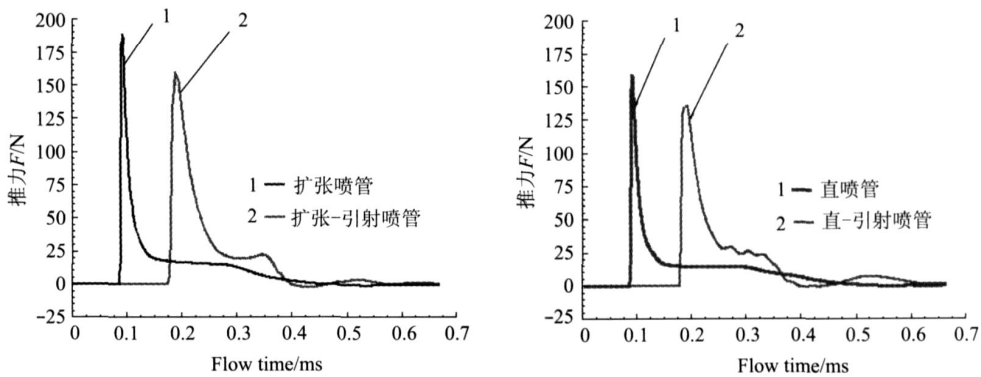


图 7 单喷管和组合喷管推力比较

Fig. 7 Thrust comparison of single-nozzle and combined-nozzles

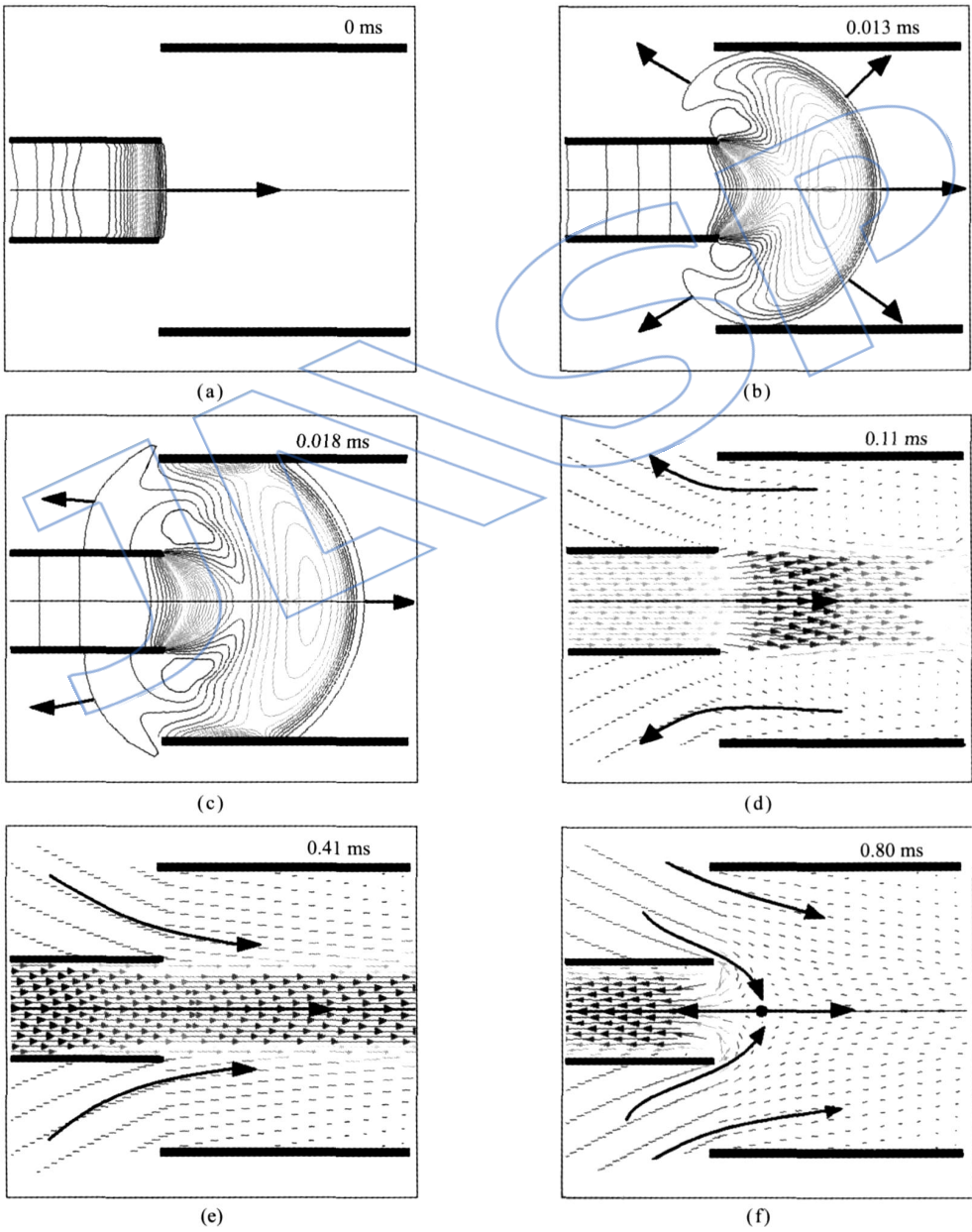


图 8 非稳态引射过程

Fig. 8 Process of the unsteady ejection

结果与文献[7]报道一致.

3 结 论

本文用详细的化学反应机理对带尾喷管的脉冲爆震发动机进行了单循环数值模拟,结果表明,喷管可以利用爆震室排出的激波所携带的能量,来提高脉冲爆震发动机的推力、比冲等性能参数.收敛喷管和收敛扩张喷管收敛段对激波反射形成反射激波,使得喷管内维持较高的压力,增加了单循环的循环时间;扩张喷管内压力较低,可以减小引射过程中的混合损失.对四种结构形式的单喷管和四种结构组合喷管进行分析发现,扩张喷管可以产生最大的瞬时推力峰值和混合物比冲;带引射的组合喷管产生的平均推力比单喷管产生的平均推力要大,扩张-引射喷管的平均推力性能最好.本文又对非稳态引射过程进行了分析,非稳态引射可以分为三个阶段:一是激波压缩;二是射流卷吸;最后是主流反向,为进一步试验提供参考.

参考文献:

- [1] Yungster S. Analysis of nozzle effects on pulse detonation engine performance[R]. AIAA-2003-1316.
- [2] Yungster S, Perkins H D. Multiple-cycle simulation of a pulse detonation engine ejector[R]. AIAA-2002-3630.
- [3] Eidelman S, Yang X. Analysis of the pulse detonation engine efficiency[R]. AIAA-98-3877.
- [4] 范玮,严传俊,李强,等.脉冲爆震发动机尾喷管的实验[J].航空动力学报,2007,22(6):869-872.
FAN Wei, YAN Chuanjun, LI Qiang, et al. Experimental investigation on pulse detonation engine nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 869-872. (in Chinese)
- [5] 罗俊,何立明,陈灯.二维爆震波数值模拟[J].推进技术,2008,29(1):29-32.
LUO Jun, HE Liming, CHEN Deng. 2D numerical simulation for detonation wave [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 29-32. (in Chinese)
- [6] Allgood D C. An experimental and computational study of pulse detonation engines [D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2004.
- [7] 李牧,严传俊.脉冲爆震发动机引射模态数值模拟和验证[J].航空动力学报,2005,20(4):645-650.
LI Mu, YAN Chuanjun. Numerical simulation and validation of pulse detonation engine on ejector mode [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 645-650. (in Chinese)