

# 尾喷管对 2 - stage PDE 性能影响的数值模拟

张强, 何立明, 李海鹏, 陈鑫

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要** 为研究尾喷管长度和扩张角度对两级脉冲爆震发动机凹面腔内激波会聚起爆及推力性能的影响,选取了一系列不同尾喷管长度和扩张角度的 2 - stage PDE 模型进行数值模拟。单次爆震结果表明,尾喷管长度和扩张角度对 2 - stage PDE 凹面腔中的射流碰撞和起爆过程影响很小。凹面腔的壁面压力和单位面积冲量随尾喷管长度增大而增加,且在较长形式的尾喷管中会出现多次激波相交和会聚,但是频率随尾喷管长度增大而减小。尾喷管壁面压力和冲量的轴向分量随扩张角度增大,凹面腔内的激波会聚和起爆频率不变。考虑凹面腔和尾喷管的综合作用,带有 45°扩张角的尾喷管的 2 - stage PDE 性能最好。

**关键词** 两级脉冲爆震发动机;激波会聚;射流;数值模拟

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.01.003

**中图分类号** V231.22 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)01-0010-05

脉冲爆震发动机作为一种新型的动力装置,因其结构简单、循环效率高、工作范围广和推重比高等潜在的优势有着良好的应用前景。传统的脉冲爆震发动机存在高频点火困难和工作频率过低等瓶颈<sup>[1-3]</sup>。俄罗斯 Levin 等人研究的 2 - stage PDE 使用常规燃料,无需额外的点火装置即实现了连续高频爆震燃烧。该 PDE 在冷态条件下压力振荡频率可达 7.5 kHz,热态条件下工作频率可达 14 - 15 kHz<sup>[2,4]</sup>。其后,美国的 GE 研究中心对 2 - stage PDE 进行了冷态和热态实验<sup>[5-6]</sup>。2 - stage PDE 凹面腔中激波的相互作用及伴随的化学反应十分复杂,对其进行数值模拟可以初步掌握气动热力及几何参数对其中物理化学过程的影响规律。国内的数值模拟研究工作<sup>[7-10]</sup>主要关注凹面腔内的激波会聚爆震起爆,没有考虑凹面腔和尾喷管的耦合作用。本文采用基元反应模型和 CFD 软件研究尾喷管长度和扩张角度对凹面腔中激波碰撞、会聚过程及推力性能的影响规律。

## 1 物理化学模型及初始条件

2 - stage PDE 中激波会聚的物理模型见图 1。图中凹面腔壁面采用抛物线形式,凹面腔顶点为 A,喷嘴宽度为  $d$ ,凹面腔深为  $h$ ,出口半径为  $r$ ,直喷管长度为  $L$ ,其中  $d:r:h = 1:5:5$ 。为节约计算资源,计算采用 1:5 的缩比模型,考虑到结构的对称性采用轴对称模型进行简化计算。为有效地捕捉到爆震波,网格尺寸  $\delta = 0.1 \text{ mm}$ 。入口和填充气体都为  $\text{H}_2 - \text{O}_2 - \text{N}_2$  混合气,其中  $\text{H}_2$  和  $\text{O}_2$  为化学当量比, $\text{N}_2$  为惰性气体。入口气体温度为 540 K,压力为 0.45 MPa,马赫数  $M = 1$ ,

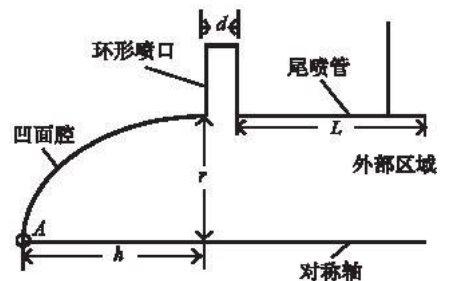


图 1 2 - stage PDE 计算模型

Fig. 1 Schematic of numerical calculation model

\* 收稿日期:2010-05-25

基金项目:国家“863”创新基金资助项目(2009AAJ215);空军工程大学学术基金资助项目(XS0901009)

作者简介:张强(1985-),男,湖南益阳人,硕士生,主要从事脉冲爆震发动机研究。

E-mail:zhangqiangafeu@163.com

填充区域静止气体温度为 450 K, 压力 0.1 MPa。所有壁面均为无滑移绝热壁面边界, 反应机理采用 CHEMKIN 格式的 9 组分 31 个化学反应的有限化学反应速率模型<sup>[6]</sup>。为研究尾喷管长度对激波会聚及凹面腔压力的影响, 选取不同尾喷管长度 ( $L = 2d, 3d, 7d$  和  $10d, \alpha = 0^\circ$ ) 和尾喷管扩张角 ( $\alpha = 0^\circ, 20^\circ, 30^\circ$  和  $40^\circ, L = 3d$ ) 进行单次爆震的模拟计算。

## 2 模拟结果分析

### 2.1 激波会聚起爆爆震波过程模拟和分析

2-stage PDE 凹面腔中的激波会聚起爆爆震波过程数值模拟的结果见图 2。 $H_2 - O_2 - N_2$  混合气从位于凹面腔出口处的环形喷口注入腔内, 在压差的作用下形成超声速的射流, 一方面填充凹面腔, 另一方面形成封闭凹腔的气幕 ( $t = 12.4 \mu s$ )。轴对称环形超声速射流在中心轴处碰撞, 被气幕完全封闭的凹面腔内产生复杂的激波系。腔内混合气经该激波及其反射激波的两次压缩, 温度和压力得到提高, 此为碰撞压缩过程 ( $t = 14.5 \mu s$ )。激波经过凹面腔内的反射后在腔内的某个位置会聚, 会聚点处产生的高温高压在可燃混合气中直接起爆爆震波 ( $t = 18.8 \mu s$ )。随着爆震波在凹面腔内的扩展和传播 ( $t = 23.6 \mu s$ ), 混合气的化学能迅速释放。爆震波到达凹面腔壁面产生推力, 同时在壁面形成反射波, 反射波到达凹面腔出口处冲开环形射流形成的气幕, 进入排气过程。

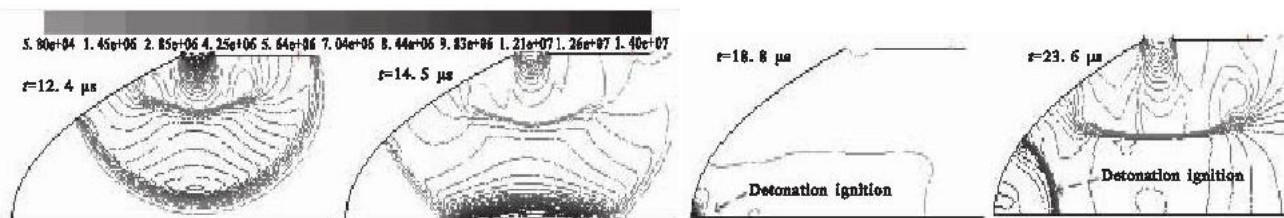


图 2 不同时刻凹面腔内的压力等值线 (单位: Pa)

Fig. 2 Contours of pressure field at different time

### 2.2 尾喷管长度的影响分析

实验得到不同尾喷管长度的凹面腔内射流碰撞和起爆时刻及其最大压力和温度见表 1。

表 1 不同喷管长度下射流碰撞和起爆时刻及最大压力和温度

Tab. 1 The time, maximum temperature and pressure of jet collision and detonation ignition at different nozzle length

	碰撞时刻/ $\mu s$	碰撞最大压力/MPa	碰撞最高温度/K	起爆时刻/ $\mu s$	起爆最大压力/MPa	起爆最高温度/K
$L = 2d$	14.1	1.55	981	18.7	14	4 640
$L = 3d$	14.1	1.55	980	18.7	14	4 640
$L = 7d$	14.1	1.55	980	18.7	14	4 610
$L = 10d$	14.1	1.55	979	18.7	14	4 640

可以看出尾喷管长度对凹面腔内的射流碰撞和起爆的时刻及两次产生的最大压力没有影响, 最大温度的差别也非常小, 所以尾喷管长度对射流碰撞和起爆过程基本没有影响。但是喷管长度对爆震波后凹面腔内的压力和喷管内激波的相互作用影响较大, 从而影响到凹面腔壁面产生的推力。

凹面腔壁面顶点 A 的压力在初始阶段不随喷管长度变化, 但是在爆震波传出尾喷管后, 喷管越长压力越大, A 点处出现二次峰值的时间越靠前 (见图 3), 但是峰值较低。由于长喷管不利于高温燃气的排出, 凹面腔内的压力保持在较高水平, 所以随着尾喷管长度增加, 凹面腔壁面的平均压力和单位面积冲量上升, 爆震频率下降比较严重 (见图 4)。频率下降的主要原因是长喷管导致凹面腔内压力较高, 环形喷嘴入口的压力要超过凹面腔内压力时气体才能再次进入凹面腔中, 使得下一个循环开始时刻推迟。

喷管内激波主要受到爆震波前导激波与壁面和马赫盘的相互作用及喷管出口对超音速射流的扰动等 3 个因素的影响。在它们的共同作用下, 激波会在喷管内多次反射和会聚, 形成复杂的激波系, 见图 5。 $L = 2d$  时, 在爆震波传出以后对称轴线出现了 3 次会聚中心, 第一次在喷口轴线靠凹腔壁面处, 是凹腔壁面的反射

激波与射流之间作用的结果;第二次出现在喷管出口,是喷管壁面反射的激波在轴线处的交汇;最后一次是射流碰撞后在凹面腔壁面顶点处的再次相交。在  $L=7d$  时对称轴上出现了 5 次压力中心,与  $L=2d$  不同的是喷管的反射激波有 2 次相交,而在凹面腔壁面顶点处第二次会聚之后形成的激波会聚未能冲破射流形成的气幕,被反射回凹面腔再次会聚。从图中还可以看出由于激波强度减弱,会聚中心的压力不断下降。尾喷管的长度增加,会引起一个工作循环内喷管壁面对激波的反射次数增加,在中心轴处形成的高压区域次数也增多,导致喷管有效流动面积减小,气流流动受阻,使得凹面腔内压力上升。

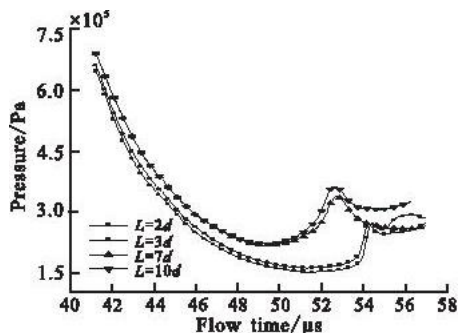


图3 喷管长度不同时尾凹面腔壁面的平均压力时序

Fig.3 Resonator wall average pressure time history at different nozzle length

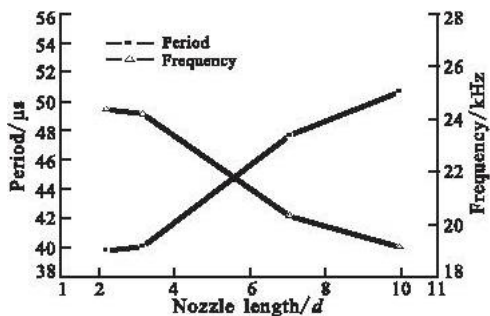


图4 周期及频率随喷管长度的变化

Fig.4 Period and Frequency vs. nozzle length

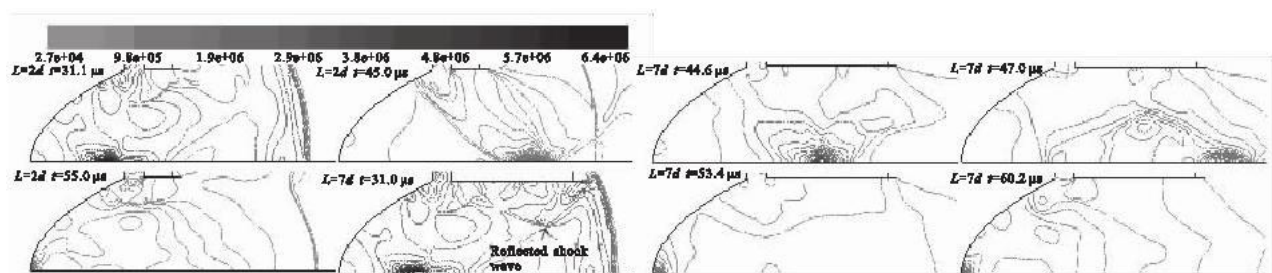


图5 不同喷管长度不同时刻凹面腔内的压力等值线(单位:Pa)

Fig.5 Contours of pressure at different time and different nozzle length

### 2.3 尾喷管扩张角的影响分析

不同尾喷管扩张角  $\alpha$  主要影响排气阶段的喷管壁面压力和喷管内的压力场和速度场,基本不影响凹面腔内射流碰撞和激波会聚过程。尾喷管扩张角  $\alpha$  对凹面腔顶点 A 的压力和激波会聚起爆的频率和周期基本没有影响,只有  $\alpha=0^\circ$  时频率稍高。 $\alpha>0^\circ$  后凹面腔壁面的平均压力(图 6)在  $t=35 \mu\text{s}$  开始减小,这是扩张角有利于气体的排出,从而导致压力的下降。但  $\alpha=20^\circ-45^\circ$  基本没有变化,说明扩张角对排气过程的影响会受到射流在喷口两侧产生的涡的限制,而凹腔壁面单位面积上的冲量也有相同的规律。喷管壁面的平均压力随着  $\alpha$  增大而减小,但其轴向分量随着  $\alpha$  增大而增大。考虑到频率的影响,单位时间内作用于单位面积的总冲量也有相同的规律。综合凹面腔和尾喷管的作用,将尾喷管扩张角产生的轴向压力分配到单位凹面腔的迎风面积上,如图 7 所示。从图中可知,带有扩张角尾喷管的凹面腔的性能得到了提高,扩张角增大,有利于利用凹面腔内高压燃气产生轴向的推力,角度越大,总冲量越大。

爆震波后的膨胀气流进入喷管时会形成涡,且扩张角越大形成的涡就越大。受射流产生涡的影响,各个模型中爆震波传出后,膨胀气流在尾喷管壁面都未能形成贴壁气流。同时,在凹面腔几何参数和射流气动热力相同的情况下,爆震波冲开环形射流气幕形成的排气通道宽度基本相同,并未受到喷管扩张角度的影响,而是由射流与爆震波相对强度决定。

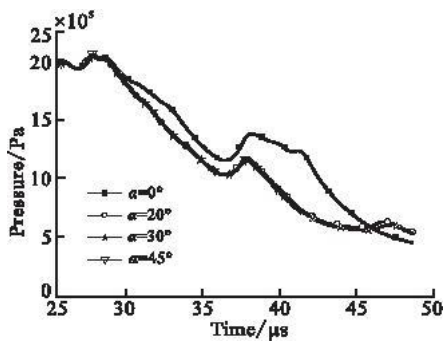


图6 尾喷管角度不同时凹面腔壁面的平均压力时序

Fig. 6 Resonator wall average pressure time history at different divergence angle

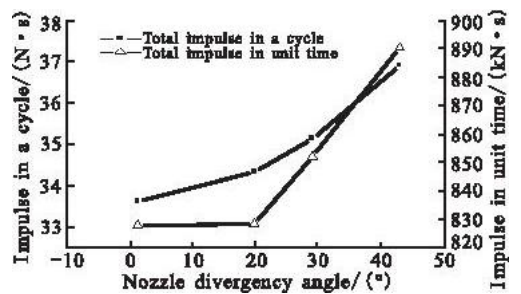


图7 单位迎风面积上总的轴向冲量随角度的变化

Fig. 7 Total axial impulse on unit concave front face area at different nozzle divergence angle

### 3 结论

本文对2-stage PDE中凹面腔内射流碰撞和激波会聚进行了数值模拟,并对喷管长度和尾喷管扩张角度对其性能的影响进行了模拟和分析。单次爆震模拟结果表明喷管长度和扩张角度对射流碰撞和激波会聚的过程基本没影响;较长的喷管形式有利于推力壁面压力的保持,提高推力性能,但是会引起频率下降;尾喷管扩张角度越大,其产生的轴向压力和冲量也越大,频率基本不变。同时,较长喷管内激波反射相交的次数较多是凹面腔内保持较高压力的原因之一,尾喷管角度对爆震波形成的排气通道宽度没有影响。初步分析结果表明增加尾喷管长度不能有效提高两级脉冲爆震发动机凹面腔的性能,而安装带有45°扩张角的尾喷管能较好达到该要求。

#### 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,2005:20-22.  
YAN Chuanjun, FAN Wei. The principle and key technology of pulse detonation engine[M]. Xi'an:Northwestern polytechnical university press,2005:20-22. (in Chinese)
- [2] Roya G D, Frolovb S M, Borisov A A, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective [J]. Progress in energy and combustion science, 2004(30):545-672.
- [3] Kailasanath K. Research on pulse detonation combustion systems - a status report[R]. AIAA 2009-631.
- [4] Levin VA, Nechaev J N, Tarasov A I. A new approach to organizing operation cycle in pulse detonation engines[C]//High-speed deflagration and detonation: fundamentals and control. Moscow:[s. n.], 2001:223-238.
- [5] Leyva Ivett A., Venkat Tangirala, Dean Anthony J. Investigation of unsteady flow field in a 2-stage PDE resonator[R]. AIAA 2003-0715.
- [6] Axhasovm O V, Penyazkov O G. Some gasdynamic methods for control of detonation initiation and propagation. [C]//High-speed deflagration and detonation: fundamentals and control. Moscow:[s. n.], 2001:31-44.
- [7] Keith R M, Anthony J D. Experimental evaluation of 2-stage pulse detonation engine[R]. AIAA 2005-3773.
- [8] 姜日红,武晓松,王栋. 共振型PDE谐振腔喷嘴匹配关系研究[J]. 航空动力学报,2009,24(5):1007-1010.  
JIANG Rihong, WU Xiaosong, WANG Dong. Matching research of resonant PDE's resonator and jet [J]. Journal of aerospace power, 2009,24(5):1007-1010. (in Chinese)
- [9] 李海鹏,何立明. 凹面腔内激波聚焦起爆爆震波过程的数值模拟[J]. 推进技术,2010,31(1):87-91.  
LI Haipeng, HE Liming. Numerical investigation of detonation initiation by shock wave focusing over paraboloid reflector [J]. Journal of propulsion technology, 2010,31(1):87-91. (in Chinese)
- [10] 李海鹏. 两级脉冲爆震发动机中激波会聚起爆过程的数值模拟研究[D]. 西安:空军工程大学,2010.

LI Haipeng. Numerical investigation into the shock wave focusing induced detonation initiation process in a 2 - Stage PDE [D]. Xi'an: Air force engineering university, 2010. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

## Investigation into the Effect of Nozzle on the 2 - stage PDE Performance through Numerical Simulation

ZHANG Qiang, HE Li - ming, LI Hai - peng, CHEN Xin

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** In order to study the influence of nozzle length and divergence angle on shock wave focusing detonation ignition and thrust of the 2 - stage PDE resonator, a group models with a variety of nozzle lengths and divergence angles are studied by numerical simulation. Analytical results in a run indicate that the effect of nozzle length and divergence angle on jet collision and detonation initiation is very feeble. The average pressure and impulse on unit area of resonator is enhanced and times of shock wave focusing in the nozzle is increased as the nozzle length grows, though the frequency of shock wave focusing is decreased. The axial average pressure and impulse on unit area of nozzle wall is increased as the nozzle divergence angle grows, however, the frequency of shock wave focusing is almost unchanged. In consideration of the composite action of the resonator and the nozzle, the nozzle with a divergence angle of  $45^\circ$  presents the best 2 - stage PDE performance.

**Key words:** 2 - stage Pulse Detonation Engine (PDE); shock wave focusing; jet; numerical simulation

(上接第 9 页)

[10] 熊峻江. 疲劳断裂可靠性工程学[M]. 北京:国防工业出版社, 2008

XIONG Junjiang. Fatigue and fracture reliability engineering [M]. Beijing: National defense industry press, 2008. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

## Fatigue Damage Analysis of Aircraft Twin - engine

ZHANG Hai - wei, HE Yu - ting, CHENG Li, CHEN Wei

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The aircraft typical mission profile is chosen from its actual flight data. Through the pretreatment of flight data, rain - counting method and linear cumulative theory, effective loads are extracted and converted into standard cycles, then the profile is divided into four parts to analyze the fatigue damage. The statistical result shows that the fatigue lives of the aircraft right and left engine are submitted to Weibull distribution, but solo - engine is greatly different in fatigue damage. In typical mission section, difference in the take - off and the cruise subsection can reach to 3 ~ 4 times, and landing subsection even reach to 10 times for the engines in the same side of different aircraft, however the difference of the fatigue damages for the left - side and the right - side engines in the same aircraft is rather small. The statistical results show that engine fatigue damages are submitted to Weibull distribution. Through implementing single aero - engine life surveillance, flight training can be arranged advisably and engine service life can be prolonged effectively.

**Key words:** twin - engine aircraft; fatigue damage; individual engine monitoring