

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0645-06

脉冲爆震发动机引射模态数值模拟和验证

李 牧, 严传俊

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 针对脉冲爆震发动机地面启动问题, 采用非稳态二维轴对称数值模拟的方法对多循环火箭式脉冲爆震发动机引射模态, 即爆震管加直管引射器的引射过程进行了研究。同时通过爆震引射的实验获得引射比作为比较参数。引射比的计算结果与实验数据基本吻合。提出了爆震非稳态引射的 3 个阶段和相应的 3 种作用机制即: 激波的压缩加速; 射流卷吸; 惯性和压差作用, 并为下一步主爆震管燃油喷注位置提供了设计依据。

关键词: 航空、航天推进系统; 脉冲爆震发动机; 非稳态引射; 数值模拟; 多循环

中图分类号: V 231. 2; V 434. 1

文献标识码: A

Numerical Simulation and Validation of Pulse Detonation Engine on Ejector Mode

LI Mu, YAN Chuan-jun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical investigation was conducted in which ejecting mode of a multi-cycle pulsed detonation rocket engine with a simple cylindrical ejector was simulated using unsteady axisymmetric N-S Eqs. Experiments were carried out to measure the ejection ratio, which was used as the comparative parameter. The result of simulation is in good agreement with that of experiment. Ejecting process was divided into three phases corresponding to three different working mechanisms: (1) air compression and acceleration by shockwave; (2) shearing and dragging of the plume; (3) action of inertia and pressure gradients. The simulation result can also be used as a reference for the design of fuel injection.

Key words: aerospace propulsion system; pulse detonation engine; unsteady ejection; numerical simulation; multi-cycle

以汽油为燃料空气为氧化剂的无阀式直管多循环脉冲爆震发动机, 与以纯氧为氧化剂的发动机不同, 它不需要另外填充隔离气体, 没有复杂的阀门系统, 得到了广泛的研究^[1]。但是相对于单次爆震, 由于增加了填充时间并减少了排气时间, 实

际得到的基于混合物的比冲在 80 s 左右, 比其单次比冲 112 s^[12]低了很多, 而化学火箭发动机比冲通常都大于 200 s。通过提高单位燃料热值, 缩短 DDT 距离, 优化喷管设计等方式, 可以提高这种脉冲爆震发动机混合物比冲。如果能够利用空气

中的氧气则其性能将大大提高,按照当量比计算基于燃料的比冲可以达到 1 600 s 以上,但爆震波发动机没有压气机,无法从地面自吸气起动。2002 年, Kaemming et al. 提出了一种带有引射通道的脉冲爆震发动机^[3,4],在启动阶段通过火箭式引爆管将空气引入主爆震室,同时往主爆震室内喷入燃油,有望解决自吸气起动。这种方案的焦点问题就是引射量能不能满足主爆震室的要求,因而引射过程是实现从火箭方式到自吸气方式双模态工作的关键技术之一。该引射过程和增推引射喷管^[5~7]具有完全不同的结构形式和出发点,目前这方面的研究工作还停留在理论分析的阶段,有关的试验和数值模拟进行的很少。相对于复杂昂贵的流场显示实验,数值模拟则是一种简便快捷的方法。本文应用二维轴对称可压缩粘性反应流计算程序,从最简单的直管引射器着手,对爆震引射的过程进行了初步的模拟,探索了爆震引射的作用机理,为下一步主爆震室的优化、外涵安装隔离过渡段和主爆震室点火提供了有用的参考。为

简化边界条件的处理,在计算过程中爆震管采用阀门分时的方法处理间歇性填充过程,而实验模型采用无阀自适应脉冲爆震发动机作为驱动爆震管,两者略有差别。

1 数值方法

1.1 基本方程和湍流模型

采用非稳态二维轴对称 N-S 方程,化学反应采用 5 组分单用单步不可逆有限速率模型。湍流模型采用可实现 $k-\epsilon$ 模型,近壁面采用标准壁面函数处理。控制方程如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial r} - \frac{\partial E_v}{\partial x} - \frac{\partial F_v}{\partial r} + \frac{S}{r} = 0 \quad (1)$$

式(1)中, Q 为求解变量, E 和 F 分别为 2 个坐标方向的无粘通量, E_v 和 F_v 分别为两个坐标方向的粘性通量, S 为源项。具体定义如下:

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_i \\ \rho Z_i \end{bmatrix} \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ [\rho e_i + p]u \\ \rho u Z_i \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v u \\ \rho v^2 + p \\ [\rho e_i + p]v \\ \rho v Z_i \end{bmatrix} \quad E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xr} \\ [\tau_{xx}u + \tau_{xr}v] - q_x \\ \rho D_i \frac{\partial Z_i}{\partial x} \end{bmatrix}$$

$$E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{rr} \\ [\tau_{rr}v + \tau_{xx}u] - q_r \\ \rho D_i \frac{\partial Z_i}{\partial r} \end{bmatrix} \quad S = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xr} \\ \rho v^2 + 2\mu \left(\frac{v}{r} - \frac{\partial v}{\partial r} \right) \\ (\rho e_i + p)v - (\tau_{rv} + \tau_{xu}) + q_r \\ r\dot{\omega} + \rho v Z_i - \rho D_i \frac{\partial Z_i}{\partial r} \end{bmatrix}$$

$$i = 1, 2, \dots, N_s - 1 \quad (N_s = 5)$$

$$\tau_{xx} = \frac{2\mu}{3} \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{v}{r} \right) \quad \tau_{xr} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \quad \tau_{rr} = \frac{2\mu}{3} \left(2 \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{v}{r} \right)$$

$$q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x} - \sum_{i=1}^{N_s} \rho h_i D_i \frac{\partial Z_i}{\partial x} \quad q_r = -k \frac{\partial T}{\partial r} - \sum_{i=1}^{N_s} \rho h_i D_i \frac{\partial Z_i}{\partial r}$$

$$\dot{\omega} = (v_i'' - v_i') M_i k_f \prod_{j=1}^{N_s} \left(\frac{\rho Z_j}{M_j} \right)^{v_j'} \quad k_f = A \exp \left(- \frac{E^+}{R_u T} \right)$$

$$e_t = \sum_{i=1}^{N_s} h_i Z_i + \frac{u^2 + v^2}{2} - \frac{p}{\rho} \quad h_i = h_i^0 + \int_{\text{ref}}^T C_{pi} dT$$

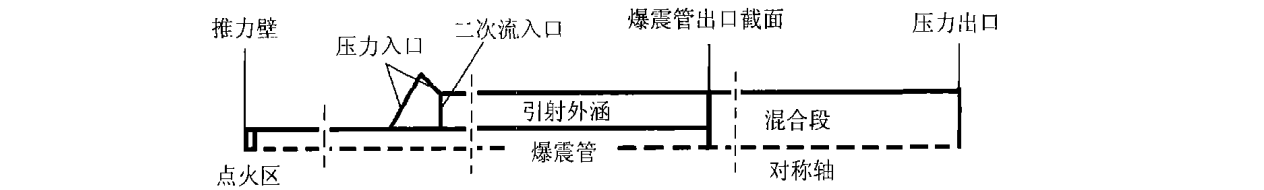


图 1 爆震引射计算域

Fig. 1 Computational domain of detonation ejecting

式中, k 和 q 分别为混合气体有效导热系数、由质量扩散引起的能量的扩散以及热传导效应之和对该流体微元带来的能量变化, $Z_i, D_i, \dot{\omega}, M_i, v_i, v_i'$ 分别为组分 i 的质量分数、质量扩散系数、生成速率、分子量、在生成物侧的计量系数和在反应物侧的计量系数。

1.2 计算域和计算网格

计算域包括爆震管和引射管两大部份。爆震管分为点火区, 爆震传播区, 引射管分为引射外涵和混合段如图 1 所示。爆震管一端封闭, 内径 60 mm, 总长 1 500 mm, 其中点火区紧靠封闭端, 长 15 mm, 开口端插入引射管, 引射管出口和爆震管出口相距 700 mm。引射管总长 1 430 mm, 内径 170 mm, 其中入口内径 230 mm。爆震管厚度不考虑, 即零厚度。

计算网格为结构化网格, 网格单元总数 10690 个, 其中点火区 100 个, 爆震传播区 2 970 个, 引射外涵区 3 120 个, 混合区 4 500 个。

1.3 初边值条件

所有壁面均按绝热、无滑移处理。压力入口流入气体成分为空气, 总压 101.325 kPa, 总温 300 K, 混合段出口为压力出口边界, 总压 101.325 kPa。二次流入口在计算域内部, 用来计算二次流量。推力壁边界条件可变, 在混气填充阶段设为压力入口, 总压 303.975 kPa, 向爆震管内填入恰当比气态辛烷和空气的混合物; 当混合物完全填充以后, 将推力壁边界条件改为壁面条件。然后, 给点火区加入能量, 即将点火区压力设为 1 519.875 kPa, 温度 1 500 K。爆震很快就形成。30 ms 以后, 进入第二个循环, 进气阀打开, 先填充部分空气, 然后才是可燃混合气, 否则直接填充混合气会发生提前点火(已验证)。

1.4 数值计算方法

计算过程采用有限体积方法对控制方程进行

空间离散, 各参数均采用两阶迎风格式, 时间推进过程为两阶隐式格式。

2 模拟结果

2.1 爆震管内压力、温度、速度分布

爆震波模拟的准确度对引射过程的模拟结果具有非常重要的影响。图 2 分别给出了数值模拟的压力、温度、速度分布和试验测量的爆震压力曲线。由于计算化学反应过程中没有考虑多步反应和产物的离解, 温度峰值达到了 3 400 K, 随后在 C-J 点降到 2 950~3 000 K, 比 CEA(Chemical Equilibrium with Applications, 美国 NASA Lewis 研究中心针对几类问题开发的复杂混合物化学平衡组分计算程序) 的计算结果 2 880 K 略高, 压力峰值与实测值基本吻合, 因而爆震波的模拟是可靠的。

2.2 引射特性

对于非稳态引射, 二次流量随时间的变化而变化, 其过程对深入理解脉冲引射具有重要的意义。由于计算量较大, 目前仅仅计算了前两个循环。计算过程中发现, 第一个循环中进口反流峰值很大, 达到了 35 kg/s, 然后很快进入进气阶段, 第二个循环进口反流峰值明显变小, 仅有 10 kg/s, 如图 3 所示。在进气阶段流量值有明显的震荡, 两个循环总的平均进气量 0.581 6 kg/s, 第一个循环平均进气量 0.372 7 kg/s, 第二个循环 0.722 2 kg/s, 显然引射量是在增加的, 这与上一个循环产生的进口速度有关, 因为在高压气体从引射器入口排出之前, 爆震室内混合物的填充和爆震波的传播以及前传激波到达引射器入口需要的时间约占整个循环时间的五分之一, 而这一段时间内引射进口的进气速度却是最高的(与上一个循环末期相当)。然而引射量不会无限制的增加, 实验结果表明: 随着爆震循环的增加, 平均引射量将很快达到一个稳定值。引射进来的空气速度比较高,

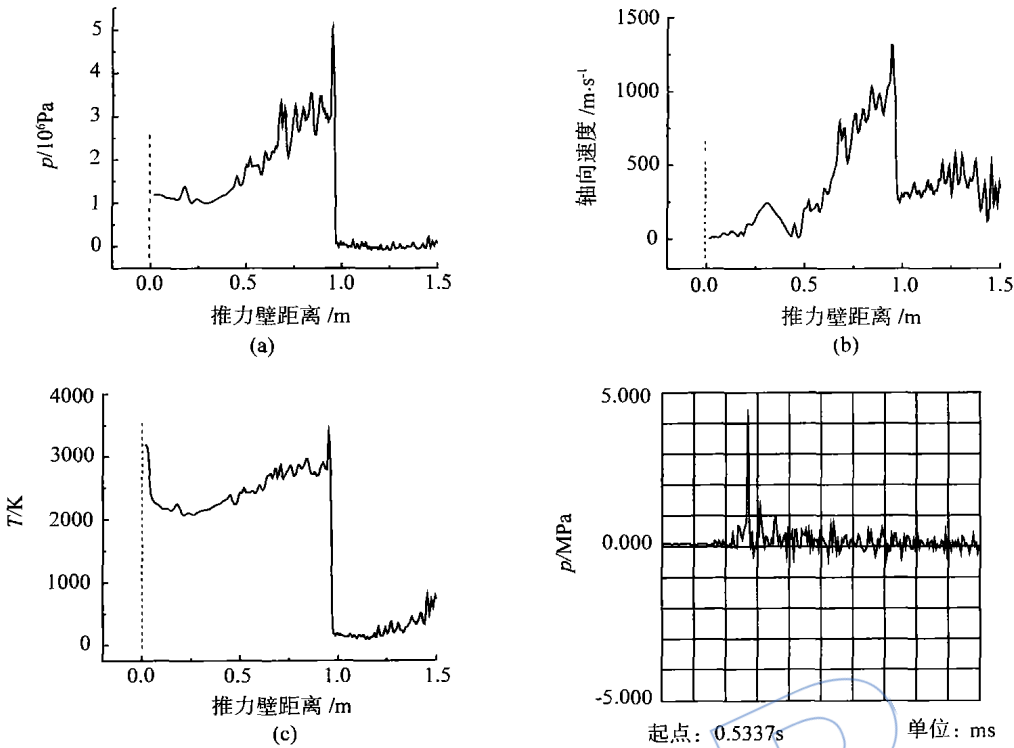


图2 爆震管内参数分布:(a),(b),(c)分别为 $t=34.848\text{ ms}$ 时压力、温度和速度分布的计算结果(虚线表示推力壁),(d)为实验测量的管壁压力时间曲线

Fig.2 Computed parameters distributing in detonation tube at $t=34.848\text{ ms}$ (dash line denote the thrust wall): (a) pressure, (b) temperature, (c) axial velocity and (d) measured pressure history at the point 20 cm to detonation tube outlet on 60 mm I. D. PDE model

在50~100 m/s,当工作频率较低时,新鲜空气可以填满引射器。

dB,因而直管引射器具有较好的降噪能力。

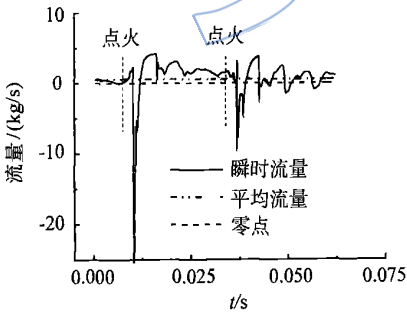


图3 引射器入口瞬时流量与平均流量

Fig.3 Instantaneous and average flow rate at eject or inlet

通过对爆震管出口压力和引射管出口压力的比较,如图4,可以发现,引射管出口截面瞬时最高压力比爆震管出口截面压力峰值下降了接近一倍。超压的大幅下降可以明显的降低高频排气噪声,根据压力和声压级的换算关系 $L_p=20\lg(p/p_{ref})$,引射器出口声压级比爆震管出口降低了6

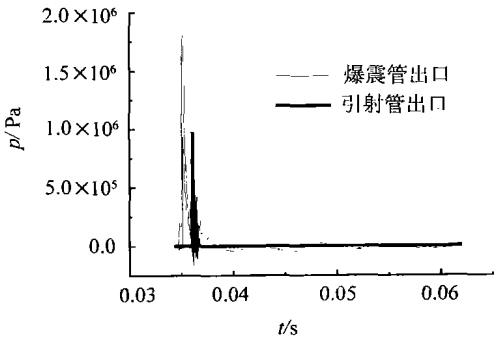


图4 爆震管出口和引射管出口压力时间曲线

Fig.4 Outlet pressure Comparison of detonation tube and eject or

2.3 引射机理分析

对于稳态引射^[8],主流出口总压一定,主次流之间稳定存在一个明显的交界面,因而对应的主次流面积可以确定,引射主要靠交界面上的卷吸作用实现。对于脉冲爆震发动机的非稳态引射过程,主流出口总压变化剧烈,高则可以堵塞整个流

道,部分通过外涵反向流动,低则小于混合段压力,出现主流反向。因而主流气体和次流气体之间不存在稳定的交界面,稳态引射机理不能完全解释非稳态引射现象。

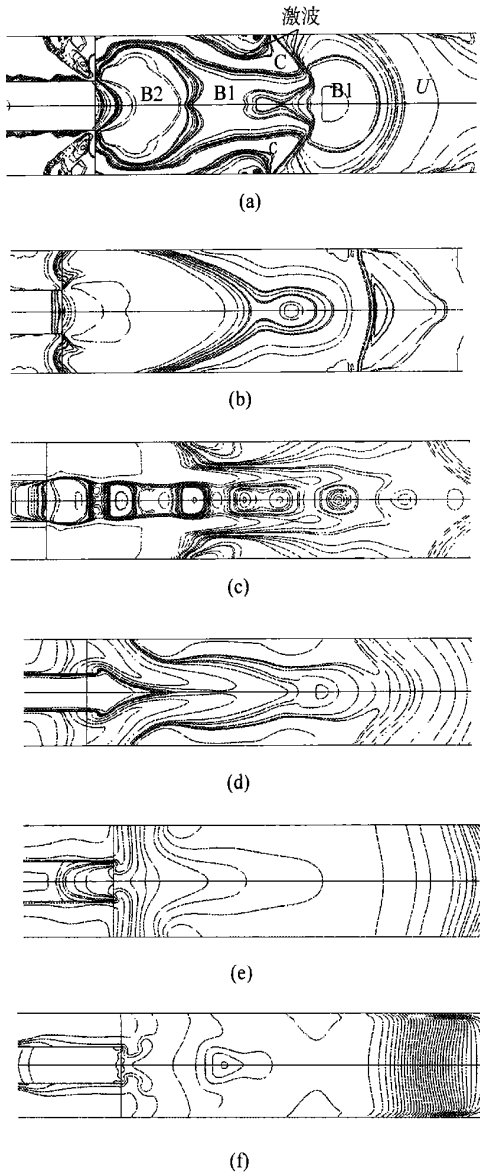


图 5 引射过程密度云图

Fig. 5 Density isolines of ejecting process

从模拟结果可见,爆震引射大致可分为 3 个阶段:第一个阶段,爆震管中高速排出的高温高压气体急速膨胀,完全堵塞了二次流通道,混合段中没有可爆混合物时出口爆震波迅速衰减为一道强激波,随着激波的向后传播,原来混合段中的空气和部分上一循环排出的废气被压缩并加速向后运动,如图 5(a)和(b),B2 区是爆震管的排出物,混合段中间 B1 区是填充过程中推出的上一循环的高温气体,C 区是经过激波压缩的引射空气,U 区往后都是未压缩的空气。激波传出混合段以后,原来在混合段的气体都得到压缩并且获得了很高的速度,向后排出;其后引射进入第二个阶段,如图 5(c)和(d),靠近引射器壁面的高温气体形成一个涡环,涡环前面的气体从涡环和爆震管射流之间向后流动。引射器外涵的气体开始向后流动;在第三个阶段,爆震管出口压力低于混合段压力,新鲜空气向爆震管内回填,同时涡环向后移动并减弱,新鲜空气逐渐填满引射器,如图 5(e)和(f)。3 个阶段作用的机理大不相同,第一阶段主要是激波压缩加速,类似于活塞的高速推进,第二阶段以射流的卷吸作用为主,第三阶段主流反向流动,在混合段不存在主流射流,外涵来流是在惯性和压差作用下继续向后推进。

2.4 二次爆震的组织

引射的目的包括如何利用二次流里有用的氧气,在引射管内喷注燃油,组织二次爆震,从而使气体温度和压力进一步增加,以获得更大的推力。显然当引射器内气体温度过高时不适合喷油,须等到引射空气充满引射器以后,此时内部温度已经很低。模拟过程中发现,下一个循环的填充过程会将爆震管内没有排出的高温气体压缩并推出爆震管,在爆震管出口形成一个高温区,如图 6。如果此时 AB 中心区域有油气混合物,则会在爆震管点火之前提前燃烧。由于引射外涵会出现反流,A 区前面存在可燃混合气会形成向前传播的爆震,不利于引射,故在 A 区以前不宜供油。参考图

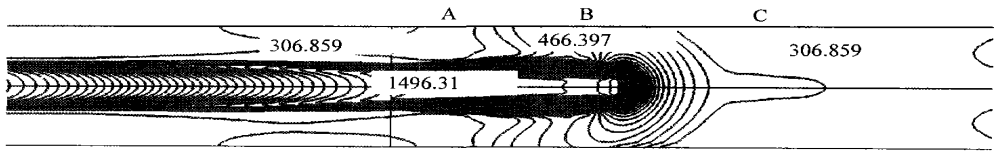


图 6 爆震管填充阶段末期计算域温度分布

Fig. 6 Temperature isoline before ignition

5(a)和(b),若在B区和C区喷油,可燃混合物能够避开填充过程排出的高温气团,爆震传出以后压缩并点燃混合气,形成向后传播的二次爆震。

3 实验对比

试验装置与计算模型相一致,使用汽油空气,采用双流体喷嘴,喷嘴出口液滴索太尔平均直径 $15\text{ }\mu\text{m}$ 。点火前引射管内有部分混合气从爆震管排入,点火后在引射管入口有火焰喷出,其后工作平稳,火焰不再从前面喷出。加引射管以后,发动机排气噪声变得沉闷,爆震管推力壁压力峰值从没有引射器时的 $506.625\sim 709.275\text{ kPa}$ 上升到 $1\,215.9\sim 1\,519.875\text{ kPa}$ 。工作频率 30 Hz 时,引射量 0.58 kg/s ,引射比 4.62 ,根据推力壁计算的推力增加了 30% 左右。实验结果表明,该计算模拟效果良好。

4 结 论

用数值方法对脉冲爆震发动机引射模态的工作过程进行了多循环模拟,随着爆震循环的进行,引射比不断增加最后到达一个稳定值。在每一个循环引射器入口都会出现较强的反流,而且引射进气流存在明显的震荡。引射空气可以完全充满混合段,但是下一个循环的填充会推出爆震管内没有排出的高温气体,混合段喷入燃油的位置应该在爆震管出口截面以后一段距离。引射器出口压力明显低于爆震管出口压力,有效的降低了噪音并改变了噪音的频率分布。数值模拟得到的

引射比与试验数据基本吻合。整个引射过程可分为3个阶段,有3种不同的作用机制,首先是激波的压缩加速,而后是射流卷吸,最后阶段以惯性和压差作用为主。

参考文献:

[1] 严传俊,范玮,黄希桥,等.新概念脉冲爆震发动机的探索性研究[J].自然科学进展,2002,12(10):1021~1025.
YAN Chuanjun, FAN Wei, HUANG Xiqiao, et al. Exploratory Study on New Pulse Detonation Engines [J]. *Progress in Natural Science*, 2002, 12(10): 1021~1025.

[2] Wintenberger E, Austin J M, cooper M, et al. An Analytical Model for The Impulse of a Single-Cycle Pulse Detonation Engine[R]. *AIAA* 2001- 3811.

[3] Thomas A Kaemming, Paul G Willhite, Richard S Dyer, et al. Pulsed Detonation Engine with Ejector Bypass[P]. *United States Patent, US* 6, 347, 509 B1, Feb. 19, 2002.

[4] Thomas A Kaemming, Paul G Willhite, Richard S Dyer, et al. Pulsed Detonation Engine with Divergent Inflow Transition Section[P]. *United States Patent, US* 6, 446, 428 B1, Sep. 10, 2002.

[5] Rasheed A, Tangirala V, Pinard P F, et al. Experimental and Numerical Investigations of Ejectors for PDE Applications[R]. *AIAA* 2003- 4971.

[6] Shehadeh R, Saretto S, Lee S Y, et al. Experimental Study of a Pulse Detonation Engine Driven Ejector[R]. *AIAA* 2003- 4972.

[7] Yungster S, Perkins H D. Multiple Cycle Simulation a Pulse Detonation Engine Ejector[R]. *AIAA* 2002- 3630.

[8] Morton Alperin, jiunn-jenq Wu. Thrust Augmenting Ejectors Part I [J]. *AIAA Journal*, 1983, 21(10): 1428~1436.