

脉冲爆震发动机非稳态排气及喷管设计分析

王永佳¹, 严 宇¹, 焦中天^{1,2}, 张 扬³, 范 玮²

(1. 西安航天动力研究 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

3. 西安现代控制技术研究所, 陕西 西安 710054)

摘 要:为初步得出适用于脉冲爆震发动机的喷管设计准则, 基于数值模拟和理论分析方法, 对脉冲爆震燃烧非稳态排气过程及适用的喷管设计方法进行了分析。脉冲爆震燃烧的非稳态排气过程可分为 4 个阶段: 爆震波传播阶段、压力速降阶段、压力平台阶段和低压排气阶段。以直管中的 C_2H_4/O_2 脉冲爆震燃烧为例, 排气压力在 $90.6 p_\infty \sim 1.72 p_\infty$ 范围内变化, 若采用非稳态喷管设计方法, 则可调喷管的扩张比对应为 $13 \sim 1$ 。若采用固定型面喷管, 则应当尽可能避免过膨胀状态下的激波损失, 喷管设计点参数可使用排气压力平台区燃气参数进行计算, 推力系数可达到 95% 左右。固定型面喷管设计点的气体参数对应最后一道泰勒膨胀波传播至出口时的燃气状态参数, 可用经典爆震理论公式推导求解, 从而实现脉冲爆震燃烧室固定型面喷管的快速设计。

关键词:非稳态排气; 固定型面喷管; 压力平台区; 推力系数

中图分类号:V439 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)06-0093-08

Analysis on unsteady exhaust process of pulse detonation engine and design method of nozzle

WANG Yongjia¹, YAN Yu¹, JIAO Zhongtian^{1,2}, ZHANG Yang³, FAN Wei²

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace

Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Xi'an Institute of Modern Control Technology, Xi'an 710054, China)

Abstract: In order to initially derive the nozzle design guidelines for pulse detonation engine, the unsteady exhaust process of pulse detonation combustion and the applicable nozzle design methods were analyzed based on numerical simulation and theoretical analysis methods. The unsteady exhaust process of pulse detonation combustion can be divided into four stages: detonation wave propagation stage, pressure downhill stage, pressure plateau stage and low pressure exhaust stage. Take the pulse detonation combustion of C_2H_4/O_2 in straight tube as an example, the expansion ratio of suitable adjustable nozzle changes from 13 to 1 corresponding to the exhaust pressure range from $90.6 p_\infty$ to $1.72 p_\infty$. For the fixed nozzle

收稿日期: 2021-02-20; 修回日期: 2021-03-11

基金项目: 国家自然科学基金(51176158; 91441201; 51376151); 教育部博士点基金(20126102110029); 西北工业大学博士论文创新基金(CX201504)

作者简介: 王永佳(1991—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机、爆震发动机和雾化燃烧。

scheme, the loss of shock wave triggered by over-expansion should be avoided. The design point of the fixed nozzle can be calculated by making use of the parameters of pressure platform, under which the thrust coefficient up to 0.95. The gas parameters of design point corresponding to the gas state when final Taylor expansion wave travels to the exit, which can be deduced from classical detonation theoretical equation, so as to realize the rapid design of fixed nozzle for the detonation.

Keywords: unsteady exhaust; fixed nozzle; pressure platform; thrust coefficient

0 引言

燃烧是推进系统中非常重要的过程, 化学反应将燃料的化学能转变为工质的热能, 再转变为动能, 从而产生推力。自然界中存在两种形式的燃烧, 即缓燃燃烧与爆震燃烧^[14]。现有的空天类发动机工作循环多基于等压燃烧, 其热循环效率很难继续提升。爆震燃烧由于具有极快的释热速率, 使得其燃烧过程接近等容燃烧, 相对于等压燃烧具有更高的热循环效率。基于爆震燃烧的脉冲爆震发动机 (pulse detonation engine, PDE) 受到学者的广泛关注^[5-10]。

在 PDE 工程应用中, 得到稳定高频爆震波后, 如何将爆震燃烧释放出的化学能有效地转化为发动机的推进动能变得十分关键, 这直接关系到发动机性能的优劣。在过去的数十年间, 有关 PDE 喷管的一些数值模拟和实验研究有过许多报道, 但由于 PDE 的间歇式工作特性和内部非稳态流动的特点, 给喷管的设计选取及分析研究带来了很大的挑战。

Mohanraj 和 Merkle 采用准一维模型计算了 PDE 的工作过程, 研究了圆锥形扩张喷管和收敛扩张喷管对 PDE 性能的影响, 提到了环境压力对性能的影响^[11]。高背压条件下扩张喷管对 PDE 性能是不利的, 低背压条件下扩张喷管会带来比冲的增加。Yungster 进行了多循环爆震模拟, 指出多循环过程中在下一个循环开始之前吹除上一个循环残留在喷管中的低密度产物是必要的^[12]。由于采用的喷管体积较大, 多循环时填充隔离气体和再填充燃料时喷管中出现了过膨胀产生了负推力, 导致第 2 个循环以后钟形喷管就不能带来性能增益。Morris 进行了一系列的单次爆震模拟及单次实验, 研究收敛扩张喷管对 PDE 性能的影响^[13]。单次实验中收敛扩张喷管延长了循环时间, 导致热损失增加, 会带来性能 (如 I_{sp}) 下降。实验和计算都表明,

在燃料混合物的填充压力与环境压力之比较高的条件下, 收敛扩张喷管能带来较大的性能增益, 同时也指出收敛扩张喷管在提高性能方面有很大的潜力。Cooper 和 Shepherd 在环境压力可变的条件下通过单次爆震实验测试了不同的扩张喷管和收敛扩张喷管, 将喷管内的流动过程分为非稳态过程和准稳态过程, 并指出在环境压力较高时收敛扩张喷管不如扩张喷管^[14]。Brophy 等首次在 PDE 上应用了流体喷管, 通过在扩张段喷射空气, 缩小实际扩张比, 从而避免过膨胀造成的性能损失^[15]。理论上, 流体喷管能够比机械调节喷管更快地响应爆震非稳态排气过程中不断变化的落压比。他们的研究证明了流体喷管在爆震燃烧非稳态排气过程中应用的可行性。初步研究结果表明, 流体喷管能够有效加速燃烧产物, 提升喷管的推力系数。Zhang 等在两相 PDE 上应用了流体喷管, 使用氮气和富氧空气作为二次流喷射进入喷管主流^[16]。研究表明, 氮气射流能够有效减小非稳态排气过程中的非稳态特性, 而富氧空气射流还能够与排气中的残余燃油发生燃烧反应。相同工况下, 加装流体喷管后推力能够提升 50% 以上, 标志着流体喷管在 PDE 工程应用中极具潜力。

由上述介绍可以看出, 关于 PDE 喷管方面的研究已较多。但由于排气过程中的非定常特性, 给喷管研究带来了较大的困难。各个研究者的研究条件和实验工况不尽相同, 所以很难得出一致结论, 甚至出现互相矛盾的结论, 究竟何种喷管为最优, 至今尚未达成一致观点。关于 PDE 固定型面尾喷管的设计点选取, 非稳态流体喷管的设计准则以及喷管对发动机性能的影响仍有待研究。

1 计算模型及准确性校验

针对直管中的直接起爆现象使用 FLUENT 软件进行数值模拟, 物理模型如图 1 所示, 采用二维平面

网格,做轴对称处理,左侧为爆震管推力壁面,右侧为压力出口边界,上下两侧均为光滑、绝热壁面。

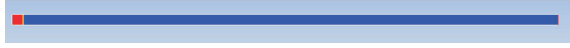


图1 非稳态排气过程计算模型

Fig. 1 Calculation model of unsteady exhaust process

爆震管长度为 50 mm,直径为 2 mm,单元网格的尺寸为 0.1 mm。在初始时刻,爆震管内填充有 1 atm、300 K、化学恰当比混合的 C_2H_4 和 O_2 。在封闭端初始化一个 2 mm × 2 mm 高温高压区域,温度为 2 000 K,压力为 2 MPa,作为爆震波直接起始的高温高压点火源。爆震波在封闭端直接起始后,向开口端传播,在开口端设置监测面,记录爆震管出口处气流参数,在爆震管开口端处压降至环境压力 (1 atm) 时,停止计算,提取相关参数并做处理。

算例计算模型设置主要包括:①基于密度求解器求解,采用非稳态模型;②湍流模型选取 $k-\varepsilon$,近壁面处采用标准壁面函数;③选择 36 步乙烯/氧气反应机理^[17];④压力速度耦合采用 simple 算法,离散化方法采用二阶迎风格式离散;⑤迭代时间步长为 5×10^{-8} s,每个时间步长最多迭代 20 次。

2 非稳态排气过程分析

爆震管出口处气流参数对喷管设计至关重要,为了确保计算结果的准确性,将计算所得的比冲与文献中采用悬摆法等方法精确测量所得的 C_2H_4/O_2 混合物质量比冲进行对比。

根据推力壁面的推力积分方法可得单循环爆震燃烧比冲为

$$I_{sp} = \frac{A}{mg} \int_0^{t_{cycle}} (p_w - p_{\infty}) dt \quad (1)$$

式中: A 为推力壁面积; m 为单次爆震混合物的填充量; t_{cycle} 为一个爆震循环持续的时间; p_w 为推力壁面压力; p_{∞} 为排气环境压力,本文为环境大气压力 1 atm。

另一种计算爆震管所产生推力的方法为,将爆震管整体取控制体,根据动量方程,瞬时推力为

$$F(t) = m_e(t)v_e(t) + [p_e(t) - p_{\infty}]A_e \quad (2)$$

式中:各参数均为瞬态值; $m_e(t)$ 表示爆震管出口瞬时流量; $v_e(t)$ 表示爆震管出口燃气的瞬时排气速

度; $p_e(t)$ 为喷管出口处燃气的瞬时压力; A_e 为喷管出口横截面积。则单次爆震产生的平均推力和比冲分别为

$$F = \frac{1}{t_{cycle}} \int_0^{t_{cycle}} \{m_e(t)v_e(t) + [p_e(t) - p_{\infty}]A_e\} dt \quad (3)$$

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_{cycle}} F(t) dt}{mg} \quad (4)$$

采用模拟计算所得的推力壁面监测压力和爆震管出口气流参数,代入推力壁积分公式(1)及式(4)中,可得 1 atm、300 K 填充条件下,化学恰当比 C_2H_4/O_2 混合物的比冲值分别为 166 s 和 169 s,与 Kailasanath 等^[18] 用数值模拟计算的比冲 (163 ~ 165 s) 和 Cooper 等^[19] 实验测量的比冲 (162.5 s) 非常相近,说明算例计算结果可信,爆震管出口参数可作为喷管设计的入口参数。

图 2 所示为在爆震管推力壁面处、爆震管出口处监测到的气体压力变化曲线。

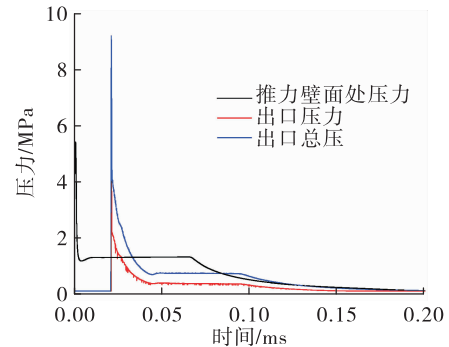


图2 推力壁及爆震管出口处的压力对比图

Fig. 2 The pressure history comparison between thrust wall and detonation tube outlet

从图 2 中可以看出,对于 C_2H_4/O_2 气相爆震而言,爆震管出口排气总压与环境压力之比在一个较大的范围内(从 90.6 到 1)变化。排气压力经历如下几个阶段:

1) 爆震波传播阶段。在 $t=0$ s 时刻,推力壁面处直接起爆,直至 $t=2.1 \times 10^{-5}$ s 时刻,爆震波传播至出口处,在这一过程中,爆震管出口处的压力始终为可爆混合物的填充压力,对于本算例,填充压力等于环境压力,这一阶段产生的推力为 0。

2) 压力速降阶段。爆震波传播至开口端之后,

爆震管出口处压力达到峰值,之后在封闭端发出的泰勒膨胀波和管口发出的膨胀波共同作用下,压力迅速下降,这一过程的排气压力变化非常迅速,也是产生推力的重要阶段。

3) 压力平台阶段。当最后一道泰勒膨胀波传播至爆震管口后,排气总压会出现一个近似的定压排气阶段(出口处排气压降非常缓慢),这一阶段排气静压也近似为定压(约为 2 atm),由于这一阶段排气的非稳态特性并不明显,因此尾喷管设计较为简单。

4) 低压排气阶段。当爆震管出口排气压力经历平台区后,压力逐渐降低至环境背压,这一阶段所占时长最长,然而对于推力的贡献却较小。

3 非稳态喷管设计

常规的喷管结构可分为收敛喷管、扩张喷管和收敛扩张喷管。由于扩张喷管适用于超音速流动,喷管入口处亚音速流动的爆震燃气在扩张喷管中将会减速增压,燃气无法经过扩张喷管达到完全膨胀,因此扩张喷管不适用于爆震燃气。适用于爆震非稳态排气的喷管形式为收扩喷管以及收敛喷管。

对于爆震燃气而言,在喷管中可加速至 $Ma = 1$ 的临界压比为

$$\pi_{cr} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

对爆震燃烧产生的燃气 γ 取 1.14,则爆震排气总压临界压比约为 1.72,对于排气压比大于临界压比的排气过程,可使用收扩形喷管使燃气实现完全膨胀。已知爆震管出口处的气体参数,根据喷管设计方法,由喷管出口静压及总压参数,可得速度系数为

$$\lambda_e = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{p_e^*}{p_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}} \right]} \quad (6)$$

则喷管面积比

$$\frac{A_t}{A_e} = q(\lambda_e) = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \lambda_e \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_e^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (7)$$

将排气时间除以 t_{cJ} 作无量纲处理, $t/t_{cJ} = 1$ 表示爆震波传播至爆震管出口位置的时刻,则喷管入口压比和喷管扩张比随无量纲排气时间的变化关

系如图 3 所示。

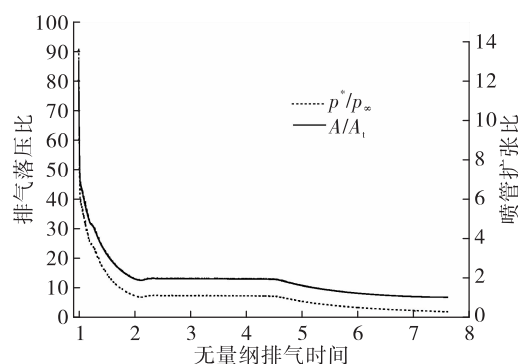


图 3 排气落压比、喷管扩张比随排气时间的变化规律

Fig. 3 Variation of exhaust pressure ratio and nozzle expansion ratio with exhaust time

在 $t_{cJ} \sim 7.59t_{cJ}$ 的排气过程中,对应排气总压为 $90.6p_{\infty} \sim 1.72p_{\infty}$,喷管扩张段扩张比约为 13 ~ 1,表示随着排气总压的降低,扩张段扩张比逐渐降低。在 $t = 7.59t_{cJ}$ 时刻,喷管入口燃气总压与环境压力之比等于临界压比,此时适用的喷管结构为收敛喷管。之后整个喷管中的流动均为亚声速流动,喷管出口压力等于环境背压,气体在喷管中完全膨胀,收敛喷管的工作状态为亚临界工作状态。值得注意的是,收敛扩张喷管适用的排气过程包含了压力速降区、等压平台区以及一部分低压排气阶段,产生的推力占单次爆震循环的 93.2%。

由于排气压比小于临界压比的排气阶段时间较长,而推力贡献较小,因此可以通过提高可燃混合物填充压力,使排气压力始终高于临界压力,降低排气非稳态特性,收敛扩张喷管将适用于整个排气过程,如图 4 所示。该多循环工作过程具有如下性能优势:

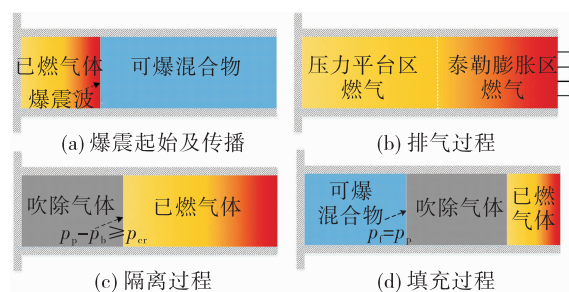


图 4 爆震燃烧室多循环工作示意图

Fig. 4 Schematic diagram of multi-cycle operation in detonation combustion chamber

1) 将爆震室的填充压力提高到环境压力对应的临界压比 p_{cr} 以上, 能够降低已燃气体的非稳态特性, 使燃气每一时刻的完全膨胀状态均对应为收扩喷管结构, 降低了爆震喷管的设计难度。

2) 相较于传统排气过程中爆震燃烧室内压力需降至排气背压, 此循环中排气压力降低至 $p_b \geq p_{cr}$ 时即开始隔离过程, 排气时间的缩短, 理论上提高了多循环爆震所能达到的极限频率。

3) 由于爆震燃烧室内填充压力较高, 能量密度提升, 单位时间内燃烧消耗的反应物质量增多, 燃烧室产生的推力增大。

当然, 可爆混合物初始填充压力增大后, 爆震波速以及 CJ 爆震压力也会随之增大, 随之会带来非稳态排气工况的改变。图 5 为不同初始填充压力工况下, 未加装喷管的爆震管出口排气总压随排气时间的变化关系, 图中 t_{CJ} 表示 1 atm 填充压力工况下, 爆震波从爆震波封闭端传播至开口端所用时间。

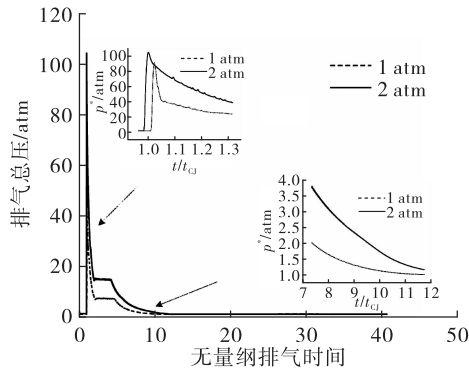


图 5 1 atm 和 2 atm 填充压力工况下排气总压随排气时间的变化关系

Fig. 5 Relationship between exhaust total pressure and exhaust time under different filling pressure conditions at 1 atm and 2 atm

从图 5 中可以看出, 相比于 1 atm, 当爆震管内填充压力抬升至 2 atm 时, 爆震波传播至出口位置的时刻 (压力迅速抬升的时刻) 延后了约 3%, 表明初始填充压力对于初始排气时刻的影响并不明显。对于 1 atm 填充压力工况, 从爆震波在封闭端直接起始, 到燃气压力降至下一次填充压力 1 atm, 所需排气时长约为 $12t_{CJ}$; 而对于 2 atm 工况, 从爆震波起始到总压降为 2 atm, 排气时长缩短为 $9.5t_{CJ}$, 排气时长缩短了约 20.8%。由此证明, 图 4 的工作方式

是可行的, 填充压力抬升至临界压力之上, 一方面能够降低排气的非稳态特性, 另一方面大幅缩短了排气时长, 对于提高爆震波频率是非常有利的。

综上, 对于爆震排气的非稳态喷管设计, 可以通过提升填充压力至临界压力之上, 实现完全膨胀状态下的超声速排气。在此基础上, 根据喷管入口气流总参数, 设计瞬时喷管几何参数。

4 喷管性能损失计算及固定型面喷管设计方法

4.1 推力损失计算方法

使用喷管入口燃气总参数, 对非稳态排气过程中某一时刻的理想推力进行计算, 推力实现最大时, 燃气在喷管中一维等熵完全膨胀, $p_e = p_\infty$, 则

$$F_{\text{actual}}(t) = K \frac{p^*(t)}{\sqrt{T^*(t)}} q[\lambda(t)] A \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT^*(t) \left\{ 1 - \left(\frac{p_\infty}{p^*(t)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}} \quad (8)$$

虽然前文中对适用于爆震非稳态排气的喷管进行了分析和设计, 然而在目前的工程技术条件下, 难以实现有效的喷管主动控制策略, 实现喷管型面随气流非定常条件的实时调节。本章将在扩张比为 1~13 范围内, 确定适用于本算例的固定型面收扩喷管, 评估固定型面喷管对爆震性能损失的影响。固定型面喷管造成的比冲损失分为两部分: ①实际落压比高于设计压比的欠膨胀损失; ②实际落压比低于设计压比造成的过膨胀损失。已知喷管入口气流参数 p^* 、 T^* , 收扩喷管扩张段扩张比 A_e/A_i , 喷管出口燃气压力为 p_e , 排气背压为 p_∞ 。不计摩擦损失, 假设喉部恰好声速。

对于实际落压比高于设计压比的工况, 喷管出口压力高于环境压力。对喉部及喷管出口运用连续方程, 即

$$K \frac{p^* A_i}{\sqrt{T^*}} = K \frac{p_e A_e q(\lambda_e)}{\sqrt{T^*}} \quad (9)$$

由 $p^* = p_e^*$, 可得

$$q(\lambda_e) = A_i/A_e \quad (10)$$

由此可得 λ_e , 进而求得 $y(\lambda_e)$, 再由式 (11) 可得 p_e, v_e 。

$$K p^* A_i / \sqrt{T^*} = K p_e A_e y(\lambda_e) / \sqrt{T^*} \quad (11)$$

瞬时推力系数指,在某一时刻实际推力与理想推力的比值,即某一时刻尾喷管实际产生推力与燃

气完全膨胀流动产生的推力之比。则欠膨胀状态下瞬时推力系数为

$$\sigma_F = \frac{F_{\text{actual}}(t)}{F_{\text{ideal}}(t)} = \frac{Kp_e^*(t)q[\lambda_e(t)] \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}R\left[1 - \left[\frac{p_\infty}{p^*(t)}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}}{[p_e(t) - p_0] + Kp_e^*(t)q[\lambda_e(t)] \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}R\left\{1 - \left[\frac{p_e(t)}{p^*(t)}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right\}}} \quad (12)$$

对于实际落压比低于设计压比的工况,存在激波损失。由式(10)对喷管喉部及出口运用连续方程,由于出口为亚声速流动,所以 $p_e = p_\infty$, 则

$$y(\lambda_e) = \frac{p^* A_t}{p_\infty A_e} \quad (13)$$

由此可得 λ_e , 进而求 $q(\lambda_e)$, 再由式(8)得激波后的总压 p_e^* , 喷管内存在激波时出口的总压恢复系数

$$\sigma = \frac{p_e^*}{p^*} = \frac{A_t}{A_e} \frac{1}{q(\lambda_e)} \quad (14)$$

则过膨胀状态下瞬时推力系数为

$$\sigma_F = \frac{F_{\text{actual}}(t)}{F_{\text{ideal}}(t)} = \frac{v_{\text{actual}}(t)}{v_{\text{ideal}}(t)} = \frac{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT^*(t)\left\{1 - \left[\frac{p_\infty}{p_e^*(t)}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right\}}}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT^*(t)\left\{1 - \left[\frac{p_\infty}{p^*(t)}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right\}}} = \frac{\sqrt{1 - \left[\frac{p_\infty}{p_e^*(t)}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}}{\sqrt{1 - \left[\frac{p_\infty}{p^*(t)}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \quad (15)$$

4.2 推力损失计算结果

图6所示为不同喷管扩张比工况下,瞬时推力系数随排气时间 t/t_{c} 的变化关系,当落压比降至临界压比时,排气过程结束。瞬时推力系数接近1,表示实际工况接近于喷管设计点,燃气膨胀状态接近于完全膨胀。

从图6中可以明显看出,对于扩张比为10、8、6、4、2这5种工况,过膨胀排气状态由于喷管中存在激波,因此推力系数较小,推进性能损失较大;而欠膨胀排气状态,推进性能损失主要是由于部分总压未能完全转化为排气速度造成的。相比较而言,过膨胀产生激波造成的损失非常明显,在非稳态排气过程中,应该尽可能避免。

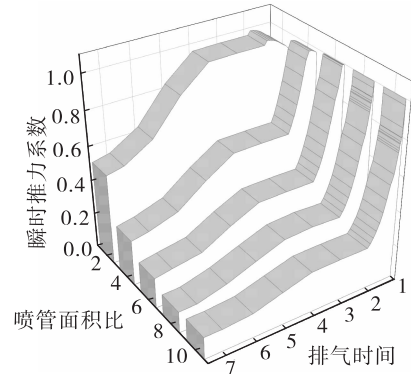


图6 瞬时推力系数随喷管扩张比和排气时间变化关系

Fig. 6 Variation of thrust coefficient with expansion ratio of nozzle and exhaust time

然而,不同喷管扩张比工况下的推力系数值并不能直接积分,因为不同时刻推力值所占单次爆震总推力的权重比不相同。瞬时推力系数与瞬时理想推力值乘积后,再沿排气时间进行积分,可得不同喷管扩张比工况下的实际推力值。由实际推力值可求得不同扩张比工况下的推力系数,如图7所示。

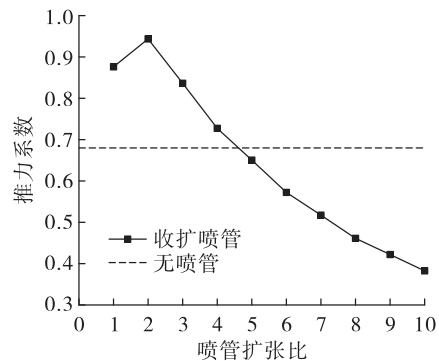


图7 推力系数随喷管扩张比的变化关系

Fig. 7 Variation of thrust coefficient with expansion ratio of nozzle

从图7中可以看出,随着喷管扩张比的增大,推力系数先增大而后逐渐减小,最大值出现在喷管扩张比2附近,扩张比等于1为收敛喷管。根据初始排气时刻的大落压比工况设计出的大扩张比喷管

会造成后续排气过程中非常严重的过膨胀激波损失。需要注意的是,激波造成的总压损失会非常严重,当喷管扩张比大于5时,推力损失甚至高于不加装任何喷管的直管工况。

若采用固定型面喷管,扩张比为2时对应于排气过程中的压力平台阶段,该阶段可用经典的爆震理论求解,即

$$p = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{2\gamma/(\gamma-1)} \frac{Ma_{cl}^2 + 1}{2} \cdot \left(\frac{Ma_{cl}^2 + 1}{\gamma Ma_{cl}^2 + 1} \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} p_u \quad (16)$$

式中 p_u 为爆震管内初始填充压力。

以排气过程中的压力平台阶段燃气参数为设计点,设计的喷管推力系数可达95%。该排气阶段对应于泰勒膨胀波系从开口端完全传出,爆震管内燃气在开口端排气膨胀波作用下进行的一维自相似流动。在实际应用中,可以将这一等压排气过程中的燃气参数作为PDE固定型面喷管的折中设计参数,以获得较高的推力系数。

Barbour等通过将排气背压抽真空的方法,得到了不同落压比工况下的爆震管非稳态排气喷管的最佳扩张比(即前述的折中设计点)^[20]。图8所示为根据式(16)确定的最佳扩张比、CV模型计算值以及Barbour等人给出的最佳扩张比的对比。

从图8中可以看出,基于本设计方法所得的最佳喷管扩张比与实验结果非常相近,在实际推进应用中能够获得比较好的推进性能。CV模型在对喷管进行设计时,针对多循环工况,假设了排气落压比始终高于临界压比(当排气落压比降低至临界压比时开始下一循环的填充过程),忽略了低压段排气阶段,因此所得的喷管最佳扩张比较大。

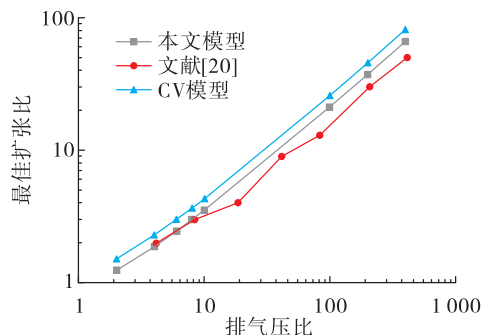


图8 最佳喷管扩张比随排气压比的变化曲线

Fig. 8 Variation of optimal expansion ratio of nozzle with exhaust pressure ratio

5 结论

以 C_2H_4/O_2 为例,使用36步反应机理,精确计算了爆震管出口非稳态排气压力随时间的变化规律,在此基础上分析了收扩喷管对爆震推进性能的影响及固定型面结构喷管设计方法。计算分析可以得出如下结论:

1) 对于非稳态排气过程,从封闭端直接起爆开始,直至爆震管出口压力恢复至填充压力,可分为4个排气阶段:等压填充阶段、压力速降阶段、压力平台阶段、低压排气阶段。

2) 对于非稳态排气过程,若喷管扩张比随排气过程实时变化,可实现排气完全膨胀,对应算例中 $90.6 p_\infty \sim 1.72 p_\infty$ 的排气工况,喷管扩张比应为 $13 \sim 1$ 。

3) 为了降低爆震排气的非稳态特性,可以将填充压力提升至临界压力以上,使整个排气过程均适用于收扩喷管,减小喷管设计难度,相比于1 atm环境压力填充,当填充压力提升至2 atm时,排气时间能够缩短20.8%。

4) 非稳态排气过程中,相比于欠膨胀状态下的比冲损失,过膨胀状态下激波造成的损失更加严重,采用初始排气时刻燃气参数设计的大扩张比喷管,推力损失可达60%以上,因此在固定几何结构的喷管设计过程中,应当避免采用扩张比过大的喷管。

5) 采用排气过程中的压力平台阶段参数进行固定型面喷管设计,推力系数能达到95%左右,该阶段对应最后一道泰勒膨胀波传播至出口时的燃气参数,可用经典理论公式推导求解,从而实现爆震燃烧室喷管的快速设计。

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.
- [2] 严传俊,范玮. 燃烧学[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [3] FICKETT W, DAVIS W C. Detonation[M]. California: University of California Press, 1979.
- [4] GROSS R A, CHINITZ W. A study of supersonic combus-

- tion[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, 27(7): 517-524.
- [5] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [6] EIDELMAN S, GROSSMANN W, LOTTATI I. Review of propulsion applications and numerical simulations of the pulsed detonation engine concept[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(6): 857-865.
- [7] POWERS J M, FROLOV S M. Introduction: perspectives on detonation-based propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1153-1154.
- [8] ADAMSON T C, OLSSON G R. Performance analysis of a rotating detonation wave rocket engine[J]. Astronautica Acta, 1967, 13: 405-415.
- [9] 李自然, 林志勇, 韩旭. 超声速斜爆震发动机起爆过程研究综述[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 1-8.
- LI Z R, LIN Z Y, HAN X. Investigation for initiation process of supersonic oblique detonation engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3): 1-8.
- [10] 孙亮, 白少卿, 罗大亮. 脉冲爆震发动机旋转阀技术研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(4): 41-46.
- SUN L, BAI S Q, LUO D L. Technology research of rotary valve for pulse detonation engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(4): 41-46.
- [11] MOHANRAJ R, MERKLE C. A numerical study of pulse detonation engine performance[C]//38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Virginia: AIAA, 2000.
- [12] YUNGSTER S. Analysis of nozzle and ejector effects on pulse detonation engine performance[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [13] MORRIS C. Simplified analysis of pulse detonation rocket engine blowdown gasdynamics and performance[C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [14] COOPER M, SHEPHERD J. The effect of nozzles and extensions on detonation tube performance [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [15] BROPHY C, DAUSEN D, SMITH L, et al. Fluidic nozzles for pulse detonation combustors [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [16] ZHANG Q, FAN W, WANG K, et al. Experimental study on the performance of a pulse detonation rocket engine with injected flows[C]//11th Asia-Pacific Conference on Combustion. Sydney: The University of Sydney, 2017.
- [17] CONAIRE M Ó, CURRAN H J, SIMMIE J M, et al. A comprehensive modelling study of hydrogen oxidation[J]. International Journal of Chemical Kinetics, 2004, 36(11): 603-622.
- [18] KAILASANATH K, LI C, CHEATHAM S, et al. Detonation engine research at NRL [C]//2011 International Workshop on Detonation for Propulsion. Busan, Korea: [s. n.], 2011.
- [19] COOPER M, JACKSON S, AUSTIN J, et al. Direct experimental impulse measurements for detonations and deflagrations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(5): 1033-1041.
- [20] BARBOUR E A, HANSON R K. Analytic model for single-cycle detonation tube with diverging nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1): 162-172.