

# 流体喷管的脉冲爆震发动机出口 过膨胀优化数值研究

邱 华<sup>1</sup>, 何有权<sup>2</sup>, 门 凯<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 陕西空天动力研究院有限公司, 陕西 西安 710129)

**摘 要:**在脉冲爆震发动机工作过程中,爆震室压力处于强非定常状态。传统的型面不可调尾喷管与可调尾喷管都无法满足爆震室内压力的高频剧烈变化,进而导致较大的推力损失。为了提升现有脉冲爆震发动机型面不可调增推喷管性能,可以从爆震室中引出爆震燃气,通过无阀自适应控制将该二次流喷射在喷管扩张段,实时调节主流的有效扩张面积比,进而形成流体喷管。针对这种形式的流体喷管,在可爆混合物一定(当量比 1.0,初始填充压力为 0.1 MPa)的情况下,基于二维数值模拟,研究了不同二次流喷注条件(二次流喷注面积比、位置比)对主流流动状态及发动机推进性能的影响。计算结果表明:二次流的喷注改变了喷管有效流通面积;二次流在喷管扩张段喷注面积比越大,喷管的冲量提升率越大(相对于基准喷管冲量最大提升率为 5.25%);二次流喷注位置越靠近喷管喉道处,喷管的冲量提升率越高。

**关键词:**脉冲爆震发动机;流体喷管;单循环;数值模拟;推进性能

**中图分类号:**V231.2    **文献标识码:**A    **文章编号:**1672-9374(2021)01-0029-07

## Numerical study on overexpansion optimization of pulse detonation engine with fluidic nozzle

QIU Hua<sup>1</sup>, HE Youquan<sup>2</sup>, MEN Kai<sup>1</sup>

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

2. Shaanxi Province Aerospace and Astronautics Propulsion Research Institute LTD., Xi'an 710129, China)

**Abstract:** During the operation of the pulse detonation engine, the pressure of the detonation chamber is in a strong unsteady state. The traditional non-adjustable exhaust nozzle and adjustable exhaust nozzle cannot meet the high-frequency and drastic changes of the pressure in the detonation chamber, which leads to greater thrust loss. In order to improve the performance of the current fixed-geometry nozzle for the pulse detonation engine, the detonation products extracted from the detonation chamber and named as secondary flow, can be injected into the divergent section of the nozzle by the valveless adaptive control. This is the fluidic nozzle whose effective divergent area ratio can be constantly changed by the

收稿日期:2020-07-09;修回日期:2020-08-20

基金项目:国家自然科学基金(51676164);陕西省自然科学基金基础研究计划(2020JZ-09)

作者简介:邱华(1979—),男,博士,教授,研究领域为爆震推进应用基础。

secondary flow. Aimed to this type of fluidic nozzle, the flow field in the nozzle and the single-cycle pulse detonation engine influenced by the different injection conditions (such as injection area ratio, position ratio) of the secondary flow were investigated under 2-D numerical simulation while the initial pressure was 1 atm, equivalence ratio was 1.0 and the amount of the explosive mixture was fixed. It can be found that the injection of the secondary flow can change the effective flow area of the nozzle, and the larger the injection area ratio of the secondary flow in the divergent section of the nozzle, the higher the impulse rate of the nozzle is (the maximum increase rate is 5.25% relative to the reference nozzle). Also, the closer the injection position is located to the nozzle throat, the higher the impulse increase rate of the nozzle is.

**Keywords:** pulse detonation engine; fluidic nozzle; single cycle; numerical simulation; propulsion performance

## 0 引言

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, PDE)是利用爆震燃烧产生的高温、高压燃气来产生推力的新型推进系统<sup>[1]</sup>,由于爆震燃烧产生的熵增远低于同工况下传统缓燃或爆燃燃烧的燃烧熵增<sup>[2]</sup>,这意味着以爆震燃烧为基础的推进系统在热循环效率上将非常具有优势<sup>[3]</sup>。需要指出的是,爆震燃烧能量的高效释放并不意味着爆震推进系统就具有推进优势,与其他推进系统一样,还取决于这些能量最终转化推进功的程度,这由爆震燃烧室下游的排气装置(尾喷管、引射器)来实现<sup>[4]</sup>。由于爆震燃烧具有自增压特点,脉冲爆震发动机的爆震室内压力存在强的周期性脉动,例如在一个爆震周期内( $10^{-1} \sim 10^{-2}$  s 量级),爆震室内压力从几十当地气压下降到填充压力,这对适于非定常来流的尾喷管设计提出了新的问题。尽管 Qiu 等人提出了基于喷管喉道处时均总压优化型面不可调喷管扩张面积的方法<sup>[5]</sup>,但是由于型面不可调喷管只能实现特定来流状态工况的完全膨胀,因此大量的排出燃气仍处于过度膨胀或未完全膨胀状态,进而带来发动机推进性能的损失,理论上来说需要一可随非定常流状态改变而改变的可调喷管。

上世纪 50~60 年代,对于定常流传统发动机,采用流体射流的气动喉道控制喷管被提了出来<sup>[6]</sup>,当前也有相关研究<sup>[7-9]</sup>,然而对于定常流动,由于其相对于机械式可调面积喷管的固有缺陷,当前大量的研究工作转变为气动矢量喷管<sup>[10-11]</sup>的研究。另一方面,由于气动可调面积喷管所具有的快速响应特点,Brophy 等人将这种流体喷管引入到脉冲爆震

发动机领域<sup>[12-13]</sup>,其通过试验和数值模拟研究表明采用主流流量 10% 的空气二次流可以改变喷管扩张段主流的有效膨胀面积,但研究未提及采用流体喷管对推进性能的影响及如何评估二次流作用下的尾喷管特性。对此,郑华雷等人结合广义一维流动模型和等容循环模型对带二次流尾喷管的脉冲爆震发动机推进性能进行了计算<sup>[14]</sup>,研究了通过阀门控制二次流时不同二次流引流方式和喷注条件对喷管性能的影响规律。随后邱华等人基于二维数值模拟,研究了外接气源分别在单管喷注和双管喷注下,不同二次流喷注条件对脉冲爆震发动机尾喷管的流场和推进性能的影响<sup>[15]</sup>,研究结果表明:单/双管喷注均可提高喷管性能,双管喷注平均单位推力提升为 0.75%,单管喷注平均单位推力提升为 0.36%。

综上,采用流体喷管可以进一步优化脉冲爆震发动机推进性能,但当前研究都是以外接气源作为二次流,这使得这种流体喷管只适合于吸气式发动机,另一方面也增加了系统的复杂性。对此,本文通过二维数值模拟研究了基于爆震燃气二次射流的流体喷管方案,即对爆震室内燃烧产物进行二次分配,将一部分爆震燃气通过无阀控制喷注在尾喷管扩张段,通过这种方式一方面可以拓宽流体喷管的应用范围,另一方面也便于实现主流和二次流的相位匹配。

## 1 物理模型及计算方法

物理模型如图 1 所示,采用二维轴对称数值模型,其中图 1(a)为不带二次流管的基准物理模型,图 1(b)为带二次流管的流体喷管物理模型,计算区

域包括爆震管区域、尾喷管收敛-扩张段、二次流管段(基准喷管没有此区域)和外场区域四(三)部分。爆震管半高为 10 mm,可爆混合物(化学恰当比的乙炔/空气)填充段总长 336.5 mm;基准物理模型的爆震段总长 464.5 mm;流体喷管物理模型的爆震段总长为 434.5 mm,二次流引流位置距前端点火区的距离为 376.65 mm;计算物理模型纵深为 10 mm;2 种物理模型具有相同的尾喷管收敛-扩张段,喷管面积比为 1.351,尾喷管外部设置一个长 250 mm、宽 200 mm 的外场区域。爆震段的初始填充压力为 0.1 MPa、温度为 300 K。

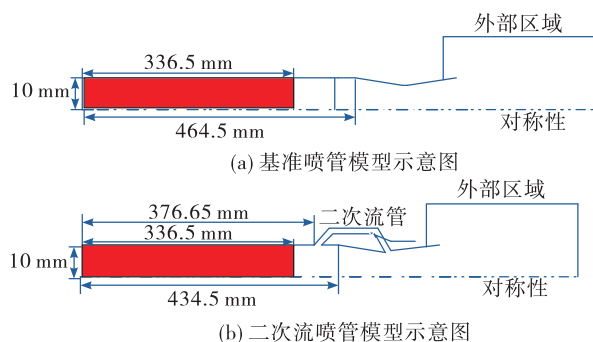


图 1 计算物理模型示意图

Fig. 1 Sketch of computational model for the fluidic nozzle

实验表明<sup>[1]</sup>,对于单次爆震,环境介质空气在试验器内填充量的大小对试验器的推进性能有重要影响,可定义可爆混合物填充体积与试验器内部体积之比为填充系数,相应的填充系数越小,基于可爆混合物的比冲就越大。对于图 1 中的 2 种物理模型,可爆混合物(色块区域)的填充长度是相同的,但由于二次流管初始时内部已有空气,即二次流管的引入体积为  $V'_2$ ,为保证 2 种物理模型具有相同的填充系数,所以在基准喷管模型尾喷管入口增加体积  $V_2$ ,使  $V'_2 = V_2$ 。

图 2 为流体喷管尺寸示意图。喷管收敛段长  $L_c = 20$  mm,扩张段长  $L_d = 20$  mm,二次流引流入口长  $L_{in} = 4$  mm,尾喷管出口半高  $h = 10.103\ 25$  mm。尾喷管收敛角  $\lambda = 7.1^\circ$ ,尾喷管扩张角  $\theta = 7.5^\circ$ 。二次流引流角  $d = 45^\circ$ , $\beta$  为二次流喷注角度, $L_{out}$  为二次流在扩张段喷注长度,尾喷管喉道半高  $L_\theta = 7.5$  mm。定义二次流引流入口长度(上下对称两个二次流管道) $L_{in}$ 与喉道高度  $2L_\theta$  之比为二次流引流面

积比  $A_{in}$ ,二次流喷注长度  $L_{out}$ 与喉道高度  $2L_\theta$  之比为二次流喷注面积比  $A_{out}$ ,定义二次流喷注位置与喉道之间的距离与扩张段的长度比为二次流喷注位置比  $L_s$ 。

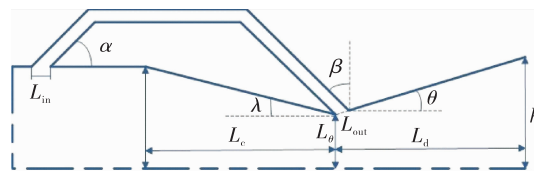


图 2 二次流喷管尺寸示意图

Fig. 2 Dimensions of the fluidic nozzle

计算网格采用结构化四边形网格,爆震管区域网格大小为 1 mm,尾喷管段和二次流管段网格大小为 0.5 mm,外场区域网格为渐变网格(由 0.5 mm 渐变至 2 mm),环境压力为 0.10 MPa,温度 300 K。爆震起爆采用直接起爆方式,在爆震室推力壁处设置一宽 2 mm、高 10 mm 的高温高压点火区。采用的计算方法与参考文献[15]相同。采用基于压力的非稳态二维 N-S 方程以及有限体积法求解,利用有限体积法对二维 N-S 方程进行空间离散,二阶迎风格式对二维 N-S 方程进行时间离散,湍流模型采用  $k-\varepsilon$ , RNG 模型,近壁面利用标准壁面函数处理,化学反应采用单步不可逆有限速率模型,采用温度梯度自适应法,局部加密网格,以适应局部温度的剧烈变化<sup>[15]</sup>。

## 2 流场及推进性能

基于表 1 所示的二次流喷注参数,这里计算了该工况下流体喷管模型的内流场及相应的整机推进性能。

表 1 二次流喷注参数

Tab. 1 Parameters for the secondary flow injection

$A_{in}$	$\alpha/(^\circ)$	$A_{out}$	$L_s$	$\beta/(^\circ)$
0.267	45	0.667	0	70

### 2.1 爆震管内流场

图 3 为计算模型爆震管内压力云图,爆震起爆方式为高温高压区点火直接起爆。在  $t = 0.01$  ms 时燃气压力达到 2.70 MPa,说明已达到乙炔/空气的起爆压力(1.90 MPa),从图 3 中可以看到爆震波

在爆震管传播过程中压力始终维持在 2.70 MPa 左右。爆震波传播速度为 1 883.25 m/s, 基于 CEA 计算的乙炔/空气爆震波速为 1 863.8 m/s, 其差异在 1% 左右。当爆震波传出预混区后, 爆震波发生解耦, 压力出现较大幅度的下降, 在  $t = 0.2$  ms 时, 在进入二次流喷管时压力下降到 1.4 MPa。

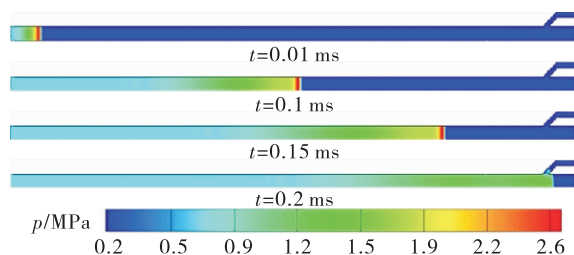


图 3 爆震管内压力云图

Fig. 3 Pressure contour in the detonation tube

## 2.2 喷管内流场

图 4 为单次爆震下二次流喷管内的速度矢量云图。从图 4 中可以看到, 在  $t = 0.27$  ms 时, 主流先于二次流到达喷管的喉道处, 并射流到二次流管上壁面, 形成局部反流(在一定程度上造成喷管性能下降), 但并未反流进入二次流管中。在  $t = 0.3$  ms 时, 二次流到达喷管扩张段, 但由于此时主流压力较高, 二次流并未喷注到主流中。在  $t = 0.33$  ms 时, 二次流开始喷注进入主流中, 此时主流压力较高, 二次流对主流的影响较小。在  $t = 0.36$  ms 时, 可以看到二次流的喷注改变了主流的流动方向。在  $t = 1.97$  ms 以后, 二次流管中的流动基本趋于稳定。

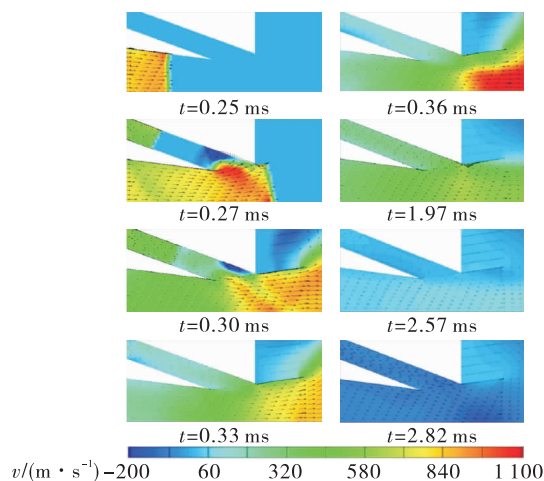


图 4 二次流喷管流场的速度矢量图

Fig. 4 Velocity contour in the fluidic nozzle

图 5 为二次流出口瞬时流量及喷管入口总压随时间的变化曲线。当喷管入口总压较高时, 二次流的瞬时流量很小或者停止注入, 在这种情况下, 二次流基本不对喷管内主流造成影响; 随着喷管入口总压降低, 在  $t = 0.24 \sim 0.27$  ms 时间段, 由于主流射流到二次流管的上壁面形成局部反流, 使二次流质量流量曲线在此时间段有一个向下的负值; 此后随着二次流喷注压力的提高, 二次流瞬时流量升高, 二次流开始喷注到喷管扩张段。由以上分析可知, 对于图 2 所示二次流喷注方式, 二次流不需要额外的控制系统, 就可以在爆震循环过程中实现二次流流量的自适应控制: 喷管主流压力较高不需要注入二次流时, 二次流停止注入或者低流量二次流喷注。当喷管中主流压力较低时, 二次流压力逐渐升高, 可以提高喷管内的平均压力, 改变喷管的过膨胀状态。

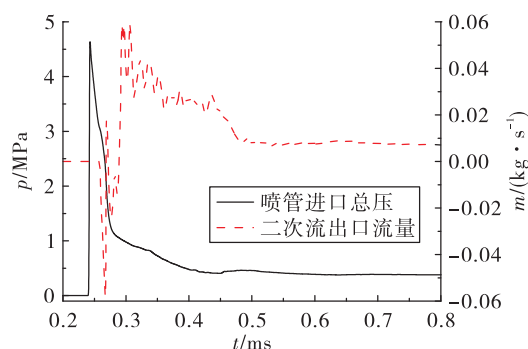


图 5 二次流管出口瞬时流量及喷管入口总压变化曲线

Fig. 5 Pressure profiles at the nozzle inlet and transient mass flow rate at the exit of the secondary flow tube

图 6 所示为基准喷管和流体喷管出口压力随时间的变化曲线, 由前述图 1 可知, 基准喷管计算模型出口距推力壁尺寸要长于流体喷管模型, 为便于比较, 故对流体喷管出口压力曲线进行了 0.023 ms 平移以使两者的压力阶跃点处于同一时刻。从图中可以看到基准喷管出口峰值压力高于流体喷管的出口压力, 这表明二次流的引流作用降低了主流的压力峰值, 可用于优化爆震排气欠膨胀阶段; 在  $t = 0.5 \sim 2$  ms 时间段内, 流体喷管出口压力曲线明显位于基准喷管之上, 其中  $t = 0.5 \sim 0.88$  ms 间压力曲线存在略高于 0.1 MPa 的压力平台区, 此后出口

压力开始低于 0.1 MPa,排出气流处于过度膨胀状态,二次流喷注具有优化这一状态的功能。以上分析表明,采用爆震燃气作为二次流的流体喷管实际上是通过爆震燃气的二次分配降低出口气流流动的非定常性。

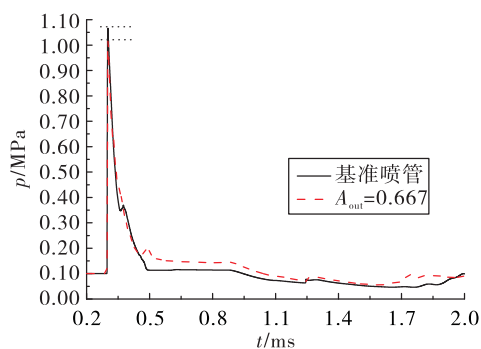


图 6 基准喷管和二次流喷管出口压力随时间变化曲线

Fig. 6 Pressure profiles at the exit of the baseline nozzle and fluidic nozzle

### 2.3 推进性能

对于单循环爆震过程,PDE 模型的推进性能只能通过通过对 PDE 模型全内壁面受力积分获得。

图 7 给出了 PDE 采用基准喷管和流体喷管时的瞬时推力曲线。从图中可以看到,在  $t = 0.2 \sim 0.25$  ms 时间段流体喷管的瞬时推力存在一个向推力正方向的脉冲,流场分析表明,此时正好爆震燃气开始进入二次流管;在  $t = 0.27$  ms 附近,流体喷管瞬时推力曲线存在远低于基础喷管推力曲线的负向脉冲,从图 4 中流场分布可知,此时,喷管主流正好射流到二次流管出口段上壁面,造成了局部回流;在  $t = 0.3 \sim 0.7$  ms 时间段,流体喷管的推力曲线脉冲要高于基准喷管,同样地, $t = 0.9$  ms 附近也存在推力曲线脉冲,这两个推力脉冲实际上是反射压缩波在爆震室壁面和喷管收敛段间反射造成的,当反射压缩波传播到爆震室头部推力壁时,推力曲线将抬升。

图 7 也给出了基于瞬时推力的冲量积分曲线,可以看到在  $t = 2.28$  ms 之前,采用流体喷管的冲量曲线在基准喷管之上,但在  $t = 2.28 \sim 3.16$  ms 之间,两者之间发生反转;在  $t = 3.16$  ms 之后流体喷管的冲量曲线始终在基准喷管之上,同时其间差异也逐渐加大。图 7 中两冲量曲线的交替变化,减小

积分时间将减小采用流体喷管获得的性能增益,这正好对应 PDE 在高频多循环工作情况。对于本算例,一方面这种交替发生在  $t = 2.28 \sim 3.16$  ms,从多循环角度,针对本模型爆震室长度,其仍处于排气的初始阶段,另一方面实际多循环下二次流的影响要复杂得多,前期基于零维模型及模拟二次流边界研究<sup>[14-15]</sup>验证了多循环下二次流的增推作用,可以预测的是,高频工作下填充压力增加,基准喷管性能将提升,推进增益将降低。

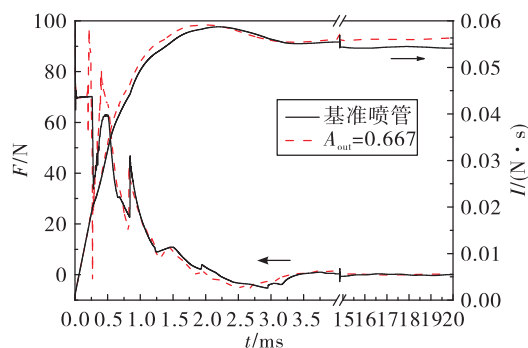


图 7 两种模型的推力和冲量对比变化曲线

Fig. 7 Thrust and impulse profiles of the two models

目前脉冲爆震发动机工作频率一般都在几十赫兹,故这里以计算仿真时长 20 ms 作为一个循环周期,给出了 PDE 分别采用基准喷管和流体喷管时冲量和比冲数据,如表 2 所示,其中比冲是基于燃料计算的,可以看到,PDE 采用流体喷管后可以提升推进性能,这表明,二次流的引入改善了喷管的性能。

表 2 采用 2 种喷管下的 PDE 推进性能对比

Tab. 2 Performance comparison between the two nozzles

喷管	$I/(N \cdot s)$	$I_{sp}/s$
基准喷管	0.054 14	850. 23
流体喷管	0.0563 2	884. 56

### 3 不同喷注条件下的推进性能

进一步数值模拟表明,不同的二次流喷注条件会对流体喷管推进性能产生影响,这里给出了在二次流引流面积比、引流角及喷注角固定时,即  $A_{in} = 0.267$ 、 $\alpha = 45^\circ$ 、 $\beta = 70^\circ$ ,二次流喷注位置及喷注面积



比对 PDE 性能的影响。

定义流体喷管与基准喷管冲量之差与基准喷管的冲量之比为冲量提升率

$$C_I = \frac{I_{\text{Fluidic}} - I_{\text{Baseline}}}{I_{\text{Baseline}}} \quad (1)$$

式中  $I_{\text{Fluidic}}$  与  $I_{\text{Baseline}}$  分别为 PDE 采用流体。

表 2 为流体喷管与基准喷管单循环中所产生的冲量,由表 2 知,  $I_{\text{Baseline}} = 0.054\ 14\ \text{N} \cdot \text{s}$ 。

图 8 为二次流喷注面积比与二次流喷注位置比对喷管性能的影响。总体来讲,二次流喷注面积比越大喷管的性能越好;二次流喷注位置比越小喷管的性能越好。当二次流喷注面积比较小时 ( $\Delta_{\text{out}} = 0.167$ ),与基准喷管相比,流体喷管的性能出现了下降,因为此时二次流喷注面积比较小,二次流喷注流量也相应较小,二次流对喷管性能影响较小,且由于二次流的引入会引入一些能量损失,当二次流对喷管的性能提升小于因为二次流而造成的各种损失时,喷管性能降低;喷注面积比增大,引流带来的正效应逐渐占主导,喷注面积比在达到 0.833 之后二次流对喷管的影响已经达到临界值,再继续略微增大二次流喷注面积比,二次流对喷管性能影响并无显著变化,对于当前的喷注结构方案,继续增大喷管面积比,极限情况下二次流喷注覆盖整个喷管扩张段,则主流经喉道流出后直接排出发动机进而造成大量损失,因此喷注面积比也存在一最佳值,而对于本算例,其在 1 附近。由于尾喷管扩张段不同截面对应着不同的马赫数,所以不同的喷注位置对应着不同的主流马赫数,且喷注位置越靠扩张段后,主流马赫数越大,相应的二次流与主流的掺混损失也越大,导致喷管的性能越差。

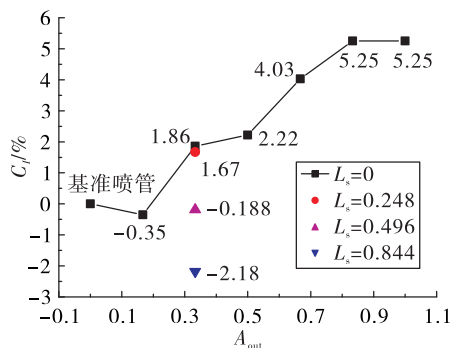


图 8 喷注条件对冲量提升率的影响

Fig. 8 Effect of inject condition on  $C_I$

图 4 表明喷管排气初始阶段,由于压差,喷管内主流会射流到二次流管上壁面,进而形成反流,造成如图 7 所示的相对基准喷管的瞬时推力下降,例如图 7 中在 0.24 ~ 0.27 ms, 0.72 ~ 0.82 ms, 0.84 ~ 1 ms 时间段存在瞬时推力下降,定义 1 ms 内这种瞬时推力下降所引起的冲量下降与采用基准喷管的 PDE 总冲量之比为冲损比,即

$$F_{\text{loss}} = \frac{I_{\text{loss}}}{I_{\text{Baseline}}} \quad (2)$$

式中  $I_{\text{loss}}$  为采用流体喷管时瞬时推力低于采用基准喷管瞬时推力部分形成的冲量损失。

图 9 给出了不同二次流喷注条件对冲损比的影响。从图 9 中可以看到,二次流喷注位置比越大,冲损比越大,即局部反流对喷管性能下降影响越大。随着二次流喷注面积比的增大,推损比先减小后增大,存在一个喷注面积比使冲损比最小为 1.01%。冲损比最大为 3.82%,对应的正好是图 8 中冲量提升率的最低点,这说明局部反流对喷管的性能影响较大,需要进一步对二次流管喷注结构进行优化。

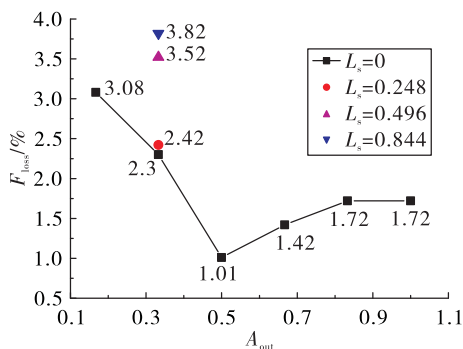


图 9 喷注条件对冲损比的影响

Fig. 9 Effect of inject condition on  $F_{\text{loss}}$

## 4 结论

通过本文分析,得出以下结论:

1) 由于主流流动距离小于二次流,主流先于二次流到达喷管喉道处,此时主流射流到二次流管上壁面,形成局部反流;当二次流喷注到主流中时,二次流改变了主流的流动方向,进而改变了主流的有效流通面积比。

2) 喷管入口总压较高时,二次流喷注质量流量较小;喷管入口总压较低时,二次流喷注质量流量

较大;流体喷管的二次分配降低出口气流流动的非定常性。

3)二次流喷注面积比越大,喷管的性能越好(相较于基准喷管,流体喷管的最大性能增益为5.05%);二次流喷注位置比越小,喷管的性能越好;主流在二次流管的局部反流会造成推进性能损失,应采取相关措施避免这种情况。

#### 参考文献:

- [1] ROY G D, FROLOV 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(6): 545-672.
- [2] KUO K K. Principles of combustion[M]. 2nd ed. Hoboken, New Jersey: [s. n.], 2005.
- [3] HEISER W H, PRATT D T. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 68-76.
- [4] KAILASANATH K. Recent developments in the research on pulse detonation engines[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(2): 145-159.
- [5] QIU H, XIONG C, FAN W. One-dimensional unsteady design method for pulsed detonation engine nozzles[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(13): 2496-2507.
- [6] MILLER D N, CATT J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzle using fluidic injection for throat area control[R]. AIAA 1995-2603, 1995.
- [7] 王庆伟, 刘波, 王如根. 二元喷管气动喉道控制的数值模拟[J]. *航空学报*, 2009, 30(2): 226-231.
- [8] 郭飞飞, 王如根, 吴培根. 二元收-扩喷管气动喉道控制数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(10): 2303-2310.
- [9] 李坤, 王如根, 郭飞飞, 等. 二元喷管气动喉道控制性能的仿真研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2015, 35(3): 103-106.
- [10] LI L, HIROTA M, OUCHI K, et al. Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment[J]. *Shock Waves*, 2017, 27(1): 53-61.
- [11] FERLAUTO M, MARSILIO R. Numerical investigation of the dynamic characteristics of a dual-throat-nozzle for fluidic thrust-vectoring[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(1): 86-98.
- [12] 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. Nashville, Tennessee: AIAA, 2012.
- [13] SMITH L R. Fluidically augmented nozzles for pulse detonation engine applications[D]. [S. l.]: Monterey California Naval Postgraduate School, 2011.
- [14] 郑华雷, 邱华, 熊姹, 等. 带二次流增推喷管的脉冲爆震发动机推进性能分析[J]. *推进技术*, 2014, 35(7): 1002-1008.
- [15] 邱华, 龚婷婷, 熊姹, 等. 带二次流增推尾喷管的脉冲爆震发动机数值模拟研究[J]. *西北工业大学学报*, 2015, 33(2): 271-277.