

文章编号:1000-8055(2013)10-2256-11

尾喷管构型对多循环两相脉冲爆轰发动机 流场及性能影响

王研艳, 翁春生

(南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 南京 210094)

摘 要: 为了研究尾喷管构型对多循环工况下非定常气液两相脉冲爆轰发动机推进性能的影响,运用适应能力强的非结构网格 CE/SE(时空守恒元和求解元)方法数值研究了带尾喷管脉冲爆轰发动机的内外流场. 结果表明:尾喷管对脉冲爆轰发动机性能的影响在单次循环和多循环工况下有显著差异;当燃料填充率为 1、环境压力为 0.1 MPa 时,完成一个周期各种构型尾喷管产生的平均推力由大到小依次为拉伐尔喷管、塞式收敛扩张喷管、收敛喷管、无喷管、直喷管;研究中塞式收敛扩张喷管可以提供最大的冲量和燃料比冲,但完成单个循环的周期最长.

关 键 词: 两相爆轰; 多循环; CE/SE 方法; 非结构网格; 塞式收敛扩张喷管; 推进性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of nozzle on flow field and performance of multi-cycle two-phase pulse detonation engines

WANG Yan-yan, WENG Chun-sheng

(National Key Laboratory of Transient Physics,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The CE/SE (conservation element/solution element) method using adaptable unstructured meshes was derived and applied to calculate the inner and outer flow fields of multi-cycle two-phase pulse detonation engines (PDEs) with different types of nozzles. It was found that the propulsive performance of multi-cycle PDEs with nozzles differed a lot from that of one-cycle PDEs with nozzles. The Laval nozzle offered the highest average thrust in a cycle, while the plug-in-convergent-divergent nozzle provided the maximum impulse and fuel-specific impulse in the longest operation cycle when the nozzles were filled with fuel and the ambient pressure was 0.1 MPa.

Key words: two-phase detonation; multi-cycle; CE/SE method; unstructured mesh; plug-in-convergent-divergent nozzle; propulsive performance

发动机尾喷管的作用是通过尾喷管使发动机燃烧室排出的高温高压废气的热能最大限度地转化为动能,以提高发动机的推进性能.对定常工作

状态下的发动机来讲存在一个最佳尾喷管构型.而脉冲爆轰发动机(pulse detonation engine, PDE)尾喷管中的流动是非定常的,燃烧室不断变

收稿日期:2013-03-16

网络出版地址:

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金(30920130112007);预研基金(9140c300202120c30)

作者简介:王研艳(1985—),女,江苏盐城人,博士生,研究方向为脉冲爆轰推进.

通讯作者:翁春生(1964—),男,福建莆田人,教授、博士生导师,博士,主要研究方向为推进技术. E-mail:wengcs@126.com

化的工作状态使尾喷管几乎没有一刻工作在最佳状态下^[1]。脉冲爆轰发动机一个工作循环包括隔离进程、填充进程、爆轰进程和排气进程。每个进程中 PDE 所处的工作环境都是不一样的,即使在同一工作进程中发动机的流场也不一样,所以定常流尾喷管设计方法在这里不再适用。近年来国内外专家学者对脉冲爆轰发动机的尾喷管进行了数值和实验研究,内容包括尾喷管构型、飞行马赫数、填充情况、飞行环境、频率、燃料等方面^[2-6]。但由于其非定常特性,学者们对脉冲爆轰发动机尾喷管的设计还未得出一致结论,甚至同一类型尾喷管在不同工作状态下对 PDE 推进性能的影响完全相反^[7-8]。

PDE 燃烧室内部和尾喷管出口附近的流场在多循环和单次循环状况下是不同的,燃烧室内的流动对可燃气的热力学参数会产生显著影响^[9-10],在隔离进程和填充进程中影响尤为明显。本文在其他学者研究基础上数值分析了尾喷管对工作在多循环工作状态下 PDE 流场和推进性能的影响,除了 3 种常见尾喷管构型外本文对带塞式收敛扩张喷管的脉冲爆轰发动机在多循环状况下不同进程中的流场进行了研究,分析了塞式收敛扩张喷管对多循环 PDE 性能的影响,并与其他 3 种尾喷管构型的流场和性能进行对比。研究中需采用非结构网格以适应复杂的尾喷管结构,所以模拟中采用非结构网格 CE/SE 方法对模型进行编程求解。

CE/SE 方法将时间与空间统一处理,求解格式在局部和整体上都是守恒的。此方法具有计算格式简单、精度高、捕捉间断能力强、无需黎曼分解等优点,近年来在国内外学者的研究下得到了很大的发展和完善,在流体动力学、燃烧爆轰等方面得到了广泛的应用。Chang^[11]在他们最初提出的 CE/SE 方法上进行了改善,提高方法的计算精度和稳定性。Cheng 等^[12]推导了长扁形网格 CE/SE 计算格式,对其适用性和计算效率进行了分析研究。李昕等^[13]建立二维无黏磁流体动力学模型,运用矩形网格 CE/SE 方法耦合求解 N-S 方程和麦克斯韦方程,数值研究了电磁轨道炮等离子体电极工作中的电场、磁场及流场。Chen 等^[14]运用非结构网格 CE/SE 方法数值研究了弹性固体中的波系结构。刘建文等^[15]针对不规则流场运用非结构网格 CE/SE 方法对多管氢气/氧气单相脉冲爆轰发动机流场进行了数值研究。而关于非结构网格 CE/SE 方法在两相爆轰模型中的应用

鲜见报道。

1 理论模型

计算采用轴对称两相爆轰控制方程^[16-18]

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{R} - \alpha \frac{\mathbf{H}}{y} \tag{1}$$

式中

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g \\ \varphi_l \rho_l \\ \varphi_g \rho_g u_g \\ \varphi_g \rho_g v_g \\ \varphi_l \rho_l u_l \\ \varphi_l \rho_l v_l \\ \varphi_g \rho_g E_g \\ \varphi_l \rho_l E_l \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g u_g \\ \varphi_l \rho_l u_l \\ \varphi_g (\rho_g u_g^2 + p) \\ \varphi_g \rho_g u_g v_g \\ \varphi_l (\rho_l u_l^2 + p) \\ \varphi_l \rho_l u_l v_l \\ \varphi_g u_g (\rho_g E_g + p) \\ \varphi_l u_l (\rho_l E_l + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g v_g \\ \varphi_l \rho_l v_l \\ \varphi_g \rho_g u_g v_g \\ \varphi_g (\rho_g v_g^2 + p) \\ \varphi_l \rho_l u_l v_l \\ \varphi_l (\rho_l v_l^2 + p) \\ \varphi_g v_g (\rho_g E_g + p) \\ \varphi_l v_l (\rho_l E_l + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g v_g \\ \varphi_l \rho_l v_l \\ \varphi_g \rho_g u_g v_g \\ \varphi_g \rho_g v_g^2 \\ \varphi_l \rho_l u_l v_l \\ \varphi_l \rho_l v_l^2 \\ \varphi_g v_g (\rho_g E_g + p) \\ \varphi_l v_l (\rho_l E_l + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} I_d \\ -I_d \\ I_d u_l - F_{dx} \\ I_d v_l - F_{dy} \\ -I_d u_l + F_{dx} \\ -I_d v_l + F_{dy} \\ -Q_d + Q_c - (F_{dx} u_l + F_{dy} v_l) + I_d (E_l + p/\rho_l) \\ Q_d + (F_{dx} u_l + F_{dy} v_l) - I_d (E_l + p/\rho_l) \end{bmatrix}$$

$\alpha = 0$ 为二维流动; $\alpha = 1$ 为轴对称流动。其中下标 g, l 分别表示气相和液相; φ_g, φ_l 为体积分数, 满足 $\varphi_g + \varphi_l = 1$; ρ, u, v, p 分别是密度、轴向速度、径向速度、压力。 E 是单位总能, $E = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2)$ 。 I_d, F_d, Q_d, Q_c 的含义和表达式见参考文献^[17-18]。

2 非结构网格 CE/SE 方法

2.1 非结构网格 CE/SE 方法计算格式

CE/SE 方法^[11,16,19]是近年来求解守恒律方程的一种新的数值方法。它最初由 NASA 科学家 Chang 提出,该方法在构造思想上与其他传统的

数值方法有所不同,它将空间与时间统一对待,从守恒律积分方程出发,设立守恒元和求解元,使其计算格式在局部和全部计算区域内严格保证物理意义上的守恒.具有计算格式简单、精度高、捕捉间断能力强、无需黎曼分解等优点.

在式(1)中,根据 Chang, Wang^[11,19]对时间和空间统一处理的思想,通过计算守恒元各个边界面的空间-时间密度矢量的积分通量,得到非结构网格 CE/SE 方法计算格式为

$$\left[U - \frac{\Delta t}{2} \left(R - \alpha \frac{H}{y} \right) \right]_j^n = \frac{1}{S_j} \sum_{r=1}^3 \left(\sum_{r_1}^- \cdot U + \sum_{r_2}^- \cdot U_x + \sum_{r_3}^- \cdot U_y \right)_{j_r}^{n-\frac{1}{2}} \tag{2}$$

式(2)中 U_j^n 是 $U_{j_r}^{n-\frac{1}{2}}$, $(U_x)_{j_r}^{n-\frac{1}{2}}$ 和 $(U_y)_{j_r}^{n-\frac{1}{2}}$ 这 3 个变量的函数.关于 $(U_x)_{j_r}^{n-\frac{1}{2}}$ 和 $(U_y)_{j_r}^{n-\frac{1}{2}}$ 的求解详见参看文献[19].

其中

$$\sum_{r_1}^- \stackrel{\text{def}}{=} S_j^{(r)} \mathbf{I} + \mathbf{G}_{r_1}^- \tag{3}$$

$$\sum_{r_2}^- \stackrel{\text{def}}{=} S_j^{(r)} (X_j^{(r)} - x'_{j_r}) \mathbf{I} + \mathbf{G}_{r_2}^- - \frac{\Delta t}{4} \mathbf{G}_{r_1}^- \mathbf{A} \tag{4}$$

$$\sum_{r_3}^- \stackrel{\text{def}}{=} S_j^{(r)} (Y_j^{(r)} - y'_{j_r}) \mathbf{I} + \mathbf{G}_{r_3}^- - \frac{\Delta t}{4} \mathbf{G}_{r_1}^- \mathbf{B} \tag{5}$$

式(3)~式(5)中, $\mathbf{I}$ 为单位矩阵; $\mathbf{A}, \mathbf{B}$ 为雅可比矩阵.

$$(\mathbf{G}_{r_1}^-)_j^n \stackrel{\text{def}}{=} - [(\hat{G}^{(r,2)})_j^n + (\hat{G}^{(r,3)})_j^n] \tag{6}$$

$$(\mathbf{G}_{r_2}^-)_j^n \stackrel{\text{def}}{=} - \left(\frac{x_j^{(r_1)} + x_{j_r}}{2} - x'_{j_r} \right) (\hat{G}^{(r,2)})_j^n - \left(\frac{x_j^{(r_2)} + x_{j_r}}{2} - x'_{j_r} \right) (\hat{G}^{(r,3)})_j^n \tag{7}$$

$$(\mathbf{G}_{r_3}^-)_j^n \stackrel{\text{def}}{=} - \left(\frac{y_j^{(r_1)} + y_{j_r}}{2} - y'_{j_r} \right) (\hat{G}^{(r,2)})_j^n - \left(\frac{y_j^{(r_2)} + y_{j_r}}{2} - y'_{j_r} \right) (\hat{G}^{(r,3)})_j^n \tag{8}$$

式(3)~式(8)中出现的相关坐标解释如下: $(X_j^{(r)}, X'_{j_r}, t)$ 为守恒元上表面的几何中心点的坐标; (x'_{j_r}, y'_{j_r}, t) 和 (x_{j_r}, y_{j_r}, t) 分别为网格单元 j_r 对应的求解点和中心点的坐标; $(x_j^{(r)}, y_j^{(r)}, t)$ 为网格单元 (j, n) 对应的三角形网格 3 个顶点的坐标.式(6)~式(8)中,当 $r=1$ 时 $r_1=2, r_2=3$; 当 $r=2$ 时 $r_1=3, r_2=1$; 当 $r=3$ 时 $r_1=1, r_2=2$.

2.2 源项的处理

式(1)中等号右侧出现了化学反应源项,由于化学反应的特征时间远小于对流的特征时间,其源项是刚性的,因此采用龙格-库塔法对式(1)中的化学反应源项进行求解^[16].模型中取龙格-库塔法的时间步长为 $\Delta t_{R-K} = \frac{\Delta t_{ce/se}}{2N}$,其中 $\Delta t_{ce/se}$ 为 CE/SE 方法的时间步长, N 通常取 5~20.

3 计算结果及分析

采用非结构网格 CE/SE 方法对带不同构型尾喷管 PDE 的内外流场进行耦合计算,其轴对称计算区域如图 1, AEF GHA 为 PDE 爆轰管和尾喷管平面计算区域; EDCBHGFE 为 PDE 外流场计算区域.本研究中讨论的一系列尾喷管结构如图 2, 4 种尾喷管(Geom-1~Geom-4)长度均为 0.1 m, 其中 Geom-1~Geom-3 分别为直喷管(S-N)、收敛喷管(C-N)、拉伐尔喷管(CD-N).收敛喷管的收敛角度为 5°.拉伐尔喷管的收敛和扩张角度分别为 23°和 32°,收敛段长度为 0.04 m. Geom-4 为塞式收敛扩张喷管(P-CD-N),具体尺寸见图 2(b).

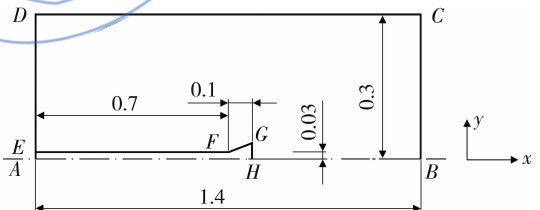


图 1 PDE 计算模型示意图(单位:m)
Fig. 1 Schematic illustration of PDE computational model (unit;m)

模拟的初始时刻爆轰管和尾喷管均填充化学当量比的汽油空气混合物;外流场区域则布满均匀的空气.管内外气体速度均为 0 m/s,温度为 298 K,压力为 0.1 MPa,管内液相汽油液滴半径为 50 μm .多循环模型中脉冲爆轰发动机一个完整的循环包括隔离、填充、爆轰、排气 4 个进程.模拟中排气进程完成后采用左端面填充隔离气体入流模型,隔离气体填充至发动机总长的 20%后开始填充混合均匀的气液两相可燃混合物,隔离、填充条件为保持入流气体总压为 0.1893 MPa,总温为 346 K,轴向速度由内点插值^[20],填充时液相保持与气相相同的速度.当爆轰管(无尾喷管时)或者尾喷管(有尾喷管时)出口截面处气体体积分数

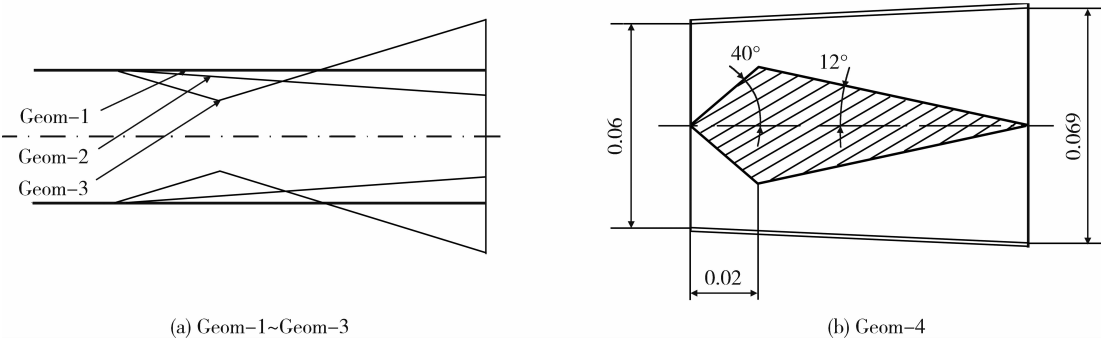


图 2 尾喷管结构图(单位:m)

Fig. 2 Structural chart of nozzle configurations (unit:m)

降低至化学当量比,且气体温度降低至填充气体温度时表明发动机完成填充进程,进入爆轰进程.爆轰进程中采用小区域高温高压点火.

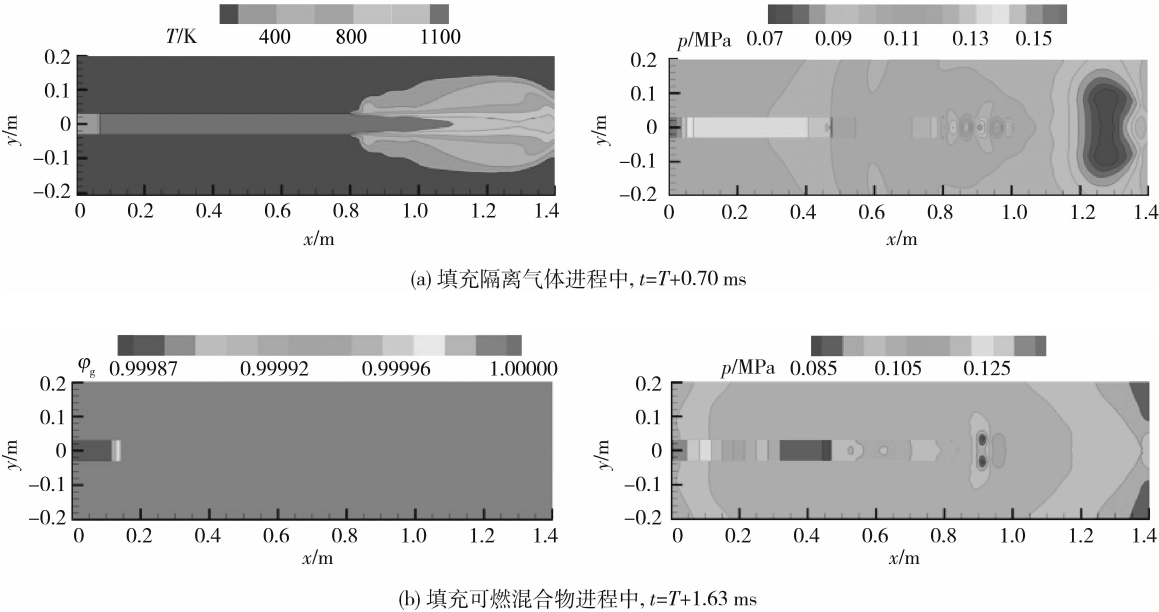
边界条件:内流场计算中, $\overline{EF}$ 和 $\overline{FG}$ 段采用壁面反射边界条件; $\overline{GH}$ 段采用非反射自由出流边界条件; $\overline{HA}$ 段采用轴对称边界条件, $\overline{EA}$ 段爆轰和排气进程中采用壁面反射边界条件,隔离进程和填充进程中采用来流边界条件.在外流场的计算中, $\overline{ED}$, $\overline{DC}$ 和 $\overline{CB}$ 段采用非反射自由边界条件; $\overline{EF}$ 和 $\overline{FG}$ 段采用壁面反射边界条件; $\overline{HB}$ 段采用轴对称边界条件; $\overline{GH}$ 段采用来流入口边界条件.

3.1 带不同构型尾喷管的 PDE 内外流场分析

3.1.1 直喷管

图 3 为带直喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻时的温度、气体体积分数、马赫数和压力云图.为了方便分析循环中的各个进程,图 3 根据需要给出了可以体现该进程特点的相关参数云图,图中 T 表示带该构型尾喷管 PDE 的循环周期.

分析图 3(a),当 $t=T+0.70\text{ ms}$ 时 PDE 处于该循环的填充隔离气体进程中,隔离气体填充至 0.07 m ,从温度云图可以看出分界面下游气体温度大于 1100 K ,为上一循环残留废气,而分界面上游为新鲜填充的隔离气体,其温度约为 325 K .该时刻对应的压力云图中在外流场远处仍然存在上一循环排气时遗留下来的复杂涡系.至 $t=T+1.63\text{ ms}$ 时(图 3(b)),PDE 已进入填充可燃混合物进程,从气体体积分数云图可以看出此时 $x=0.14\text{ m}$ 处出现了液体,说明气液可燃混合物已填充至该处.此时压力云图显示 PDE 外流场经过足够长的时间而变得简单.至 $t=T+4.57\text{ ms}$ 时(图 3(c)),填充进程完成,PDE 爆轰管和尾喷管中均已充满可燃混合物. PDE 开始点火进入该循环的爆轰进程,至 $t=T+4.91\text{ ms}$ (图 3(d))时,PDE 内形成稳定传播的爆轰波.图 3(e)和图 3(f)是排气进程中 PDE 内外流场的马赫数和压力云图,分析发现爆轰波传播至管外后退化为激波,压力峰值降低.且在管口附近发生壅塞,在中心轴线上形成一系列复杂涡系



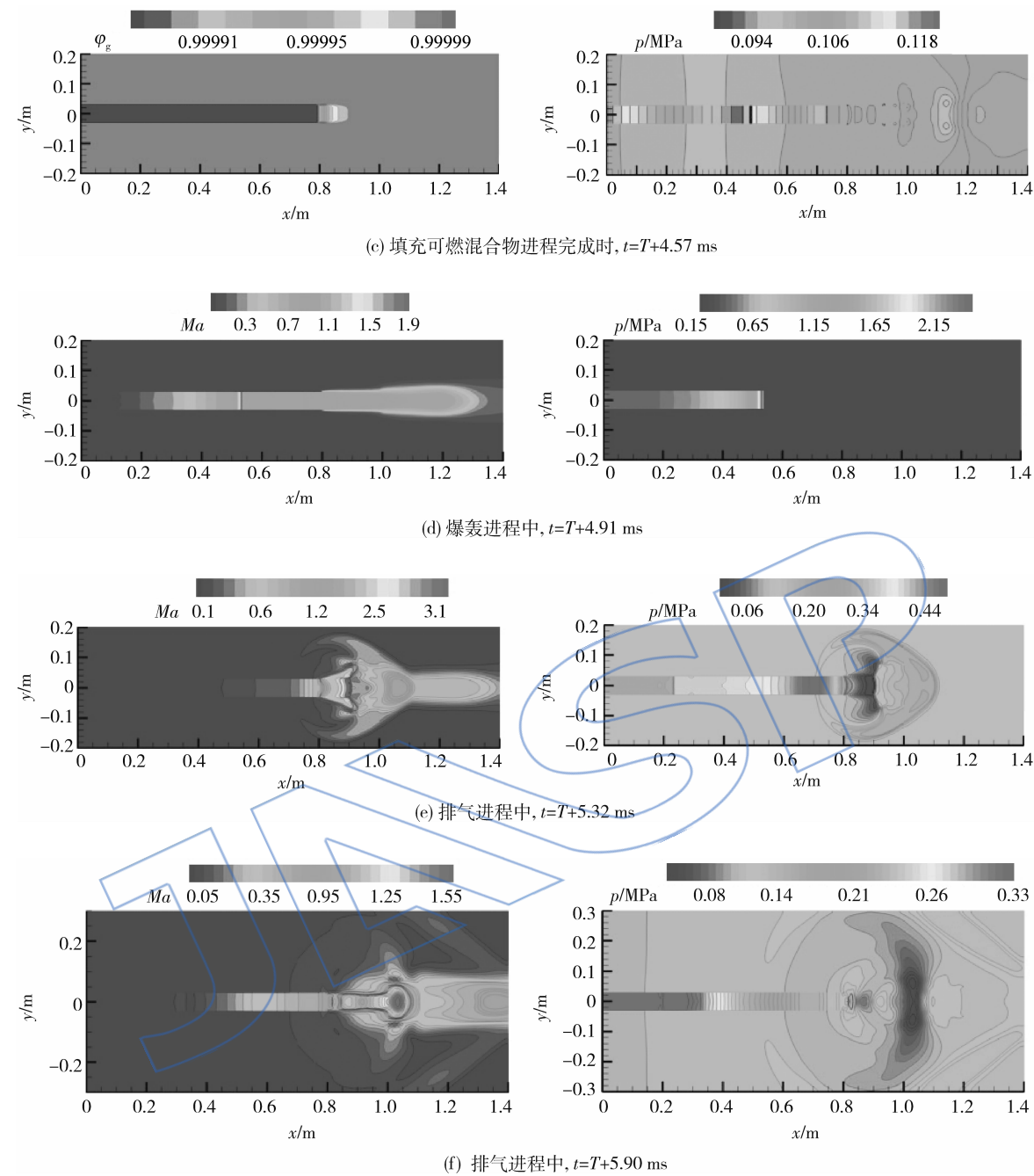


图 3 带直喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻时的温度、气体体积分数、马赫数和压力云图

Fig. 3 Instantaneous temperature, volume fraction of gas, Mach number and pressure contours inside and outside the PDE with straight nozzle

结构, 涡系结构随着排气进程的推移向下游发展传播. 在爆轰管内膨胀波系向推力壁传播, 降低管内压力.

图 4 为带直喷管的 PDE 在单次循环和多循环的排气进程中的压力云图. 对比图 4(a) 和图 4(b) 发现, 单次循环(取模型中第 1 次循环)排气过程中气流以球形传播, 而多循环(取模型中第 3 次)排气过程中气流以葫芦形扩散. 由于填充进程和上一循环排气进程的影响, 多循环排气时激波

前的气体是定向流动的, 同时激波后也有高速流动甚至超声速流动的气流, 这导致激波波阵面在中心轴线附近向右凸起, 形成如图 4(b) 的葫芦形. 而单次循环时爆轰波传播出管外后在基本静止的气体中传播, 所以捕捉到的扩散激波以球状向下游传播.

3.1.2 收敛喷管

图 5 为带收敛喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻的气体体积分数、马赫数和压力云图. 图 5

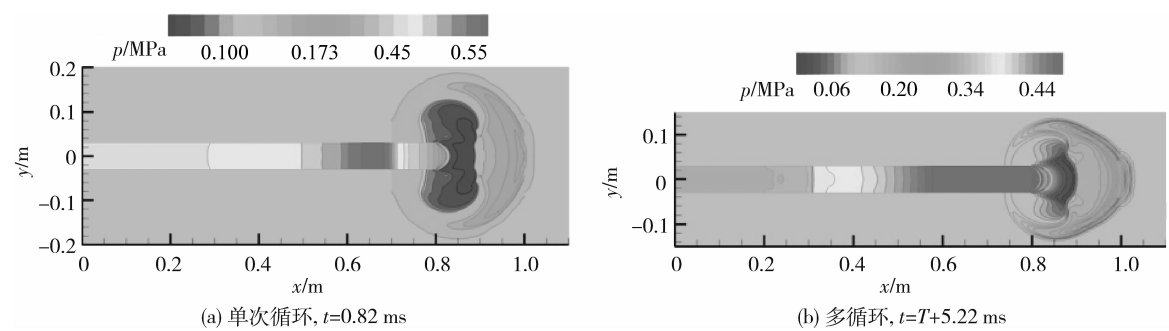


图 4 带直喷管的 PDE 排气进程中内外流场压力云图

Fig. 4 Instantaneous pressure contours inside and outside the PDE with straight nozzle

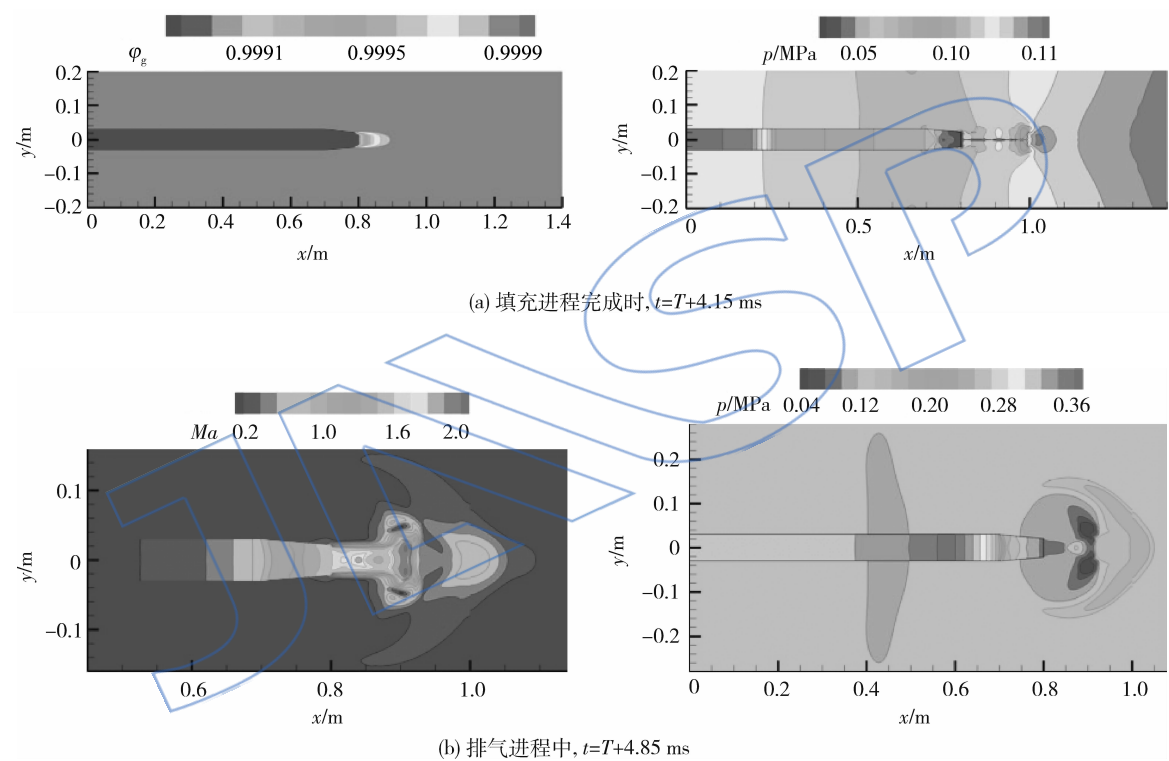


图 5 带收敛喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻时的气体体积分数、马赫数和压力云图

Fig. 5 Instantaneous volume fraction of gas, Mach number and pressure contours inside and outside the PDE with convergent nozzle

(a)刻画了填充进程完成时 PDE 的气体体积分数云图和压力云图. 与直喷管不同,收敛喷管填充完成时运动到管外的汽油液滴更加集中在轴线附近,且管外压力流场虽然也随着时间的推移变得简单,但仍然比直喷管复杂. 图 5(b)为排气进程中带收敛喷管的 PDE 内外流场的马赫数云图和压力云图. 与直喷管类似在外流场中心轴线上出现一系列复杂涡系结构向下游发展传播,但由于管口的收敛作用传播发展的具体涡系结构形状有所差异,涡系中心的马赫数更大,涡更小.

3. 1. 3 拉伐尔喷管

图 6 为带拉伐尔喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻的温度、气体体积分数、密度、马赫数和压力云图. 图 6(a)为隔离进程中 PDE 内外流场的温度云图和压力云图,尾喷管的收敛结构使 PDE 上一循环的废气虽然能沿着扩张段的管壁径向扩散一段距离,但仍然不能到达与扩张段出口直径相当的径向平面. 图 6(b)为填充进程完成时 PDE 内外流场气体体积分数云图和压力云图. 类似于排气完成时的废气分布,填充的液体燃料

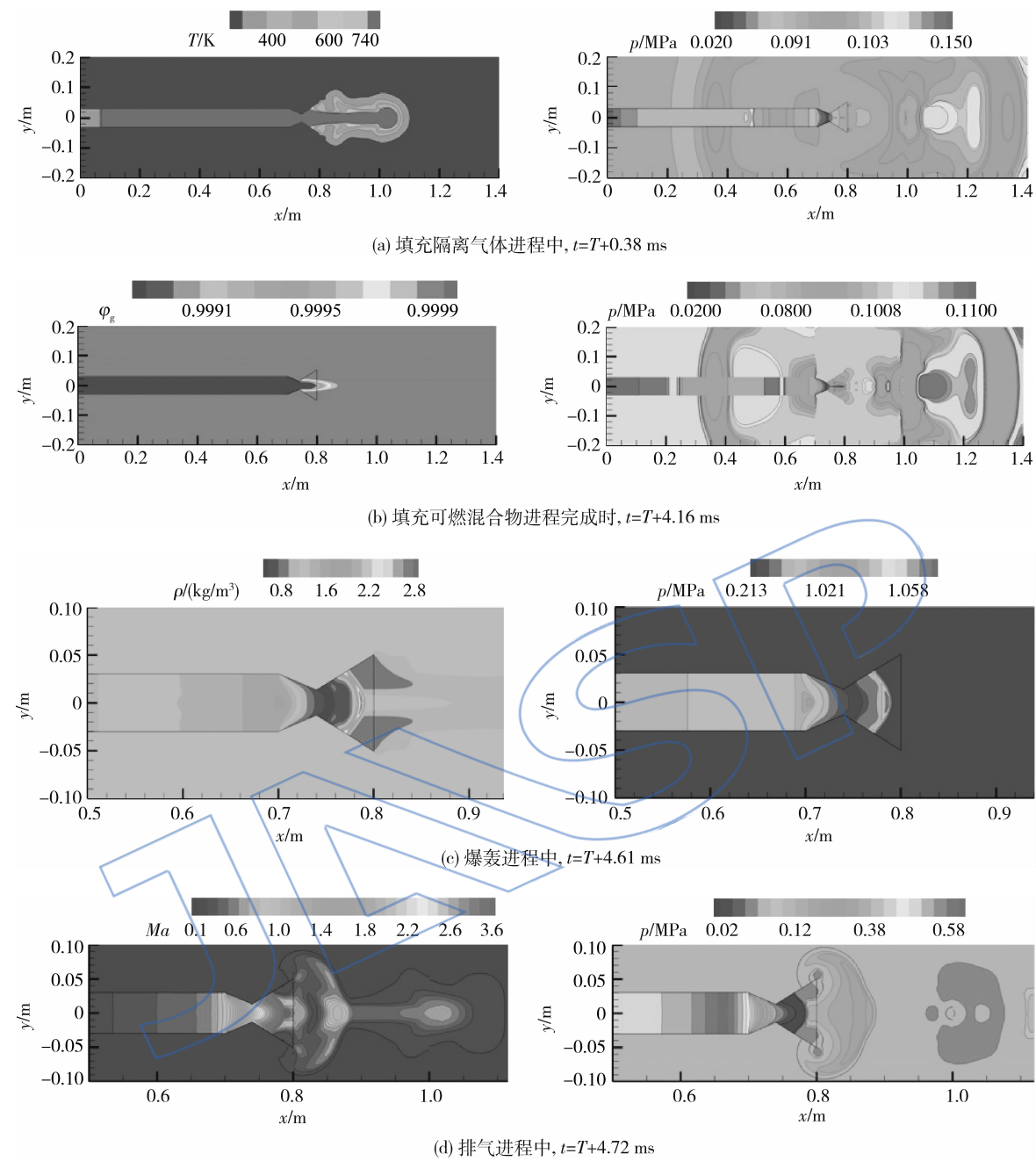


图 6 带拉伐尔喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻时的温度、气体体积分数、密度、马赫数和压力云图
Fig. 6 Instantaneous temperature, volume fraction of gas, density, Mach number and pressure contours inside and outside the PDE with convergent-divergent nozzle

主要集中在中心轴线附近,并且由于液相和气相不同的流动特性,液体燃料所能到达的径向平面无法超过喉部直径相当的径向平面.这一填充现象导致了爆轰波传播至该尾喷管的扩张段时发生了变化(图 6(c)),爆轰波传播至该段后只有中心轴线附近有燃料支持,靠近管壁处爆轰波退化为激波,压力峰值降低.图 6(d)为排气进程中 $t=T+4.72\text{ ms}$ 时的马赫数和压力云图,此刻发动机处于排气的初步阶段,尾喷管的扩张部分使流动出现

过膨胀现象,管外的环境压力大于管口压力,所以在尾喷管管口出现斜激波并向管内传播,至 $t=T+4.72\text{ ms}$ 时斜激波传播至尾喷管内部.

3.1.4 塞式收敛扩张喷管

图 7 为带塞式收敛扩张喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻的温度、气体体积分数、马赫数和压力云图.图 7(a)为隔离进程中 PDE 内外流场的温度云图和压力云图,尾喷管的外壁面扩张角度比较小使得上一循环的废气仍然主要集中在中

心轴线附近,但与其他尾喷管不同,此尾喷管出口附近的轴线上出现了锥状气流,这是因为尾喷管中存在塞式结构.图 7(b)为填充进程完成时带塞式收敛扩张喷管的 PDE 内外流场的气体体积分数和压力云图.分析发现由于汽油液滴的流动惯性,填充完成时尾喷管内塞形结构下游液体燃料无法填充到,液体燃料主要沿尾喷管壁面分布.分

析图 7(c)和图 7(d)发现:在塞式收敛扩张喷管出口附近的废气气流中出现了发展移动的激波和涡环结构,随着非定常排气进程的进一步发展含有激波和涡环等结构的复杂波系向下游传播,至 $t=T+7.15\text{ ms}$ 时,在发动机外流场中形成了类似直喷管的菱形间隔涡环结构.

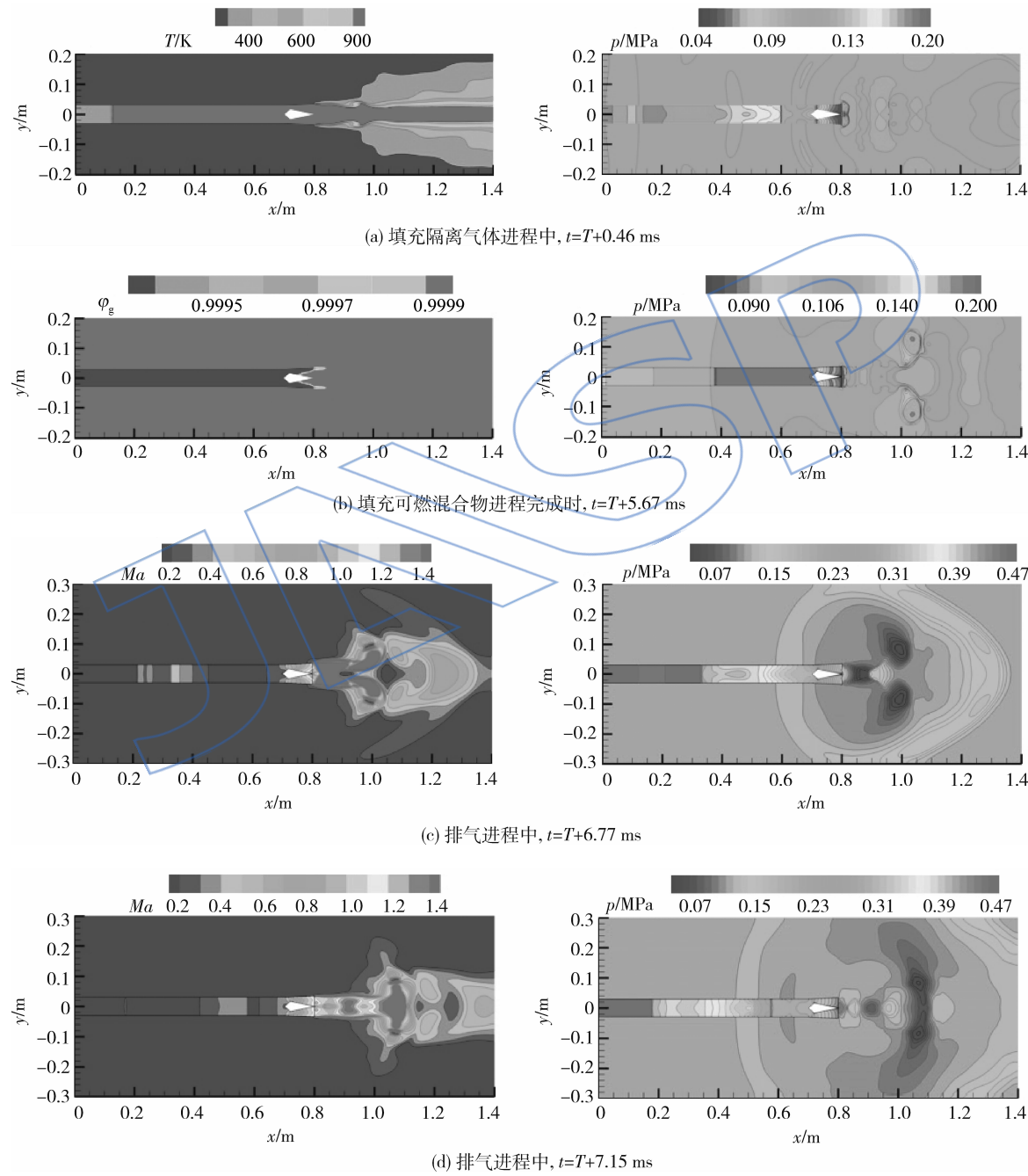


图 7 带塞式收敛扩张喷管的 PDE 在一个循环中不同时刻时的温度、气体体积分数、马赫数和压力云图
Fig. 7 Instantaneous temperature, volume fraction of gas, Mach number and pressure contours inside and outside the PDE with plug-in-convergent-divergent nozzle

3.2 性能分析

图 8 为带不同构型尾喷管的 PDE 在单次循环(取模型中第 1 个循环)和多循环(取模型中第 3 个循环)工况下冲量随时间变化曲线图. 表 1 比较了带不同构型尾喷管的 PDE 在多循环工况下的推进性能. 联合图 8 和表 1 分析发现, 4 种构型尾喷管对发动机的推进性能均有一定提高, 其中塞式收敛扩张喷管的冲量和燃料比冲最大, 拉伐尔喷管的比冲其次. 分析发现直喷管能增加总冲量的原因是燃料使用量有所增加, 但增加燃料引起的冲量增加有限, 所以它的燃料比冲并未增大, 对燃料的利用率并未得到提高. 分析收敛喷管和拉伐尔喷管能够增加推力的原因为尾喷管中收敛结构使发动机在排气进程中存在一系列的反射激

波, 推力壁压力出现小幅上升, 使得推力有了一定增加. 同时在隔离填充进程中收敛喷管和拉伐尔喷管都产生了正推力, 这就比塞式收敛扩张喷管有了优势. 从燃料填充效果上来说直喷管填充了最多的燃料, 塞式收敛扩张喷管和收敛喷管填充了最少的燃料, 但塞式收敛扩张喷管得到了最大的冲量增益, 这是因为塞式收敛扩张喷管的塞型结构使发动机在排气过程中产生了一系列的反射激波及其他相互作用的复杂波系, 使得推力壁压力在一段时间内都维持比较大的值, 同时与拉伐尔喷管不同, 在排气过程中有一定倾斜角的尾喷管外壁面的内侧压力略大于外侧环境压力, 这也使得发动机的推力得到了一定的增大.

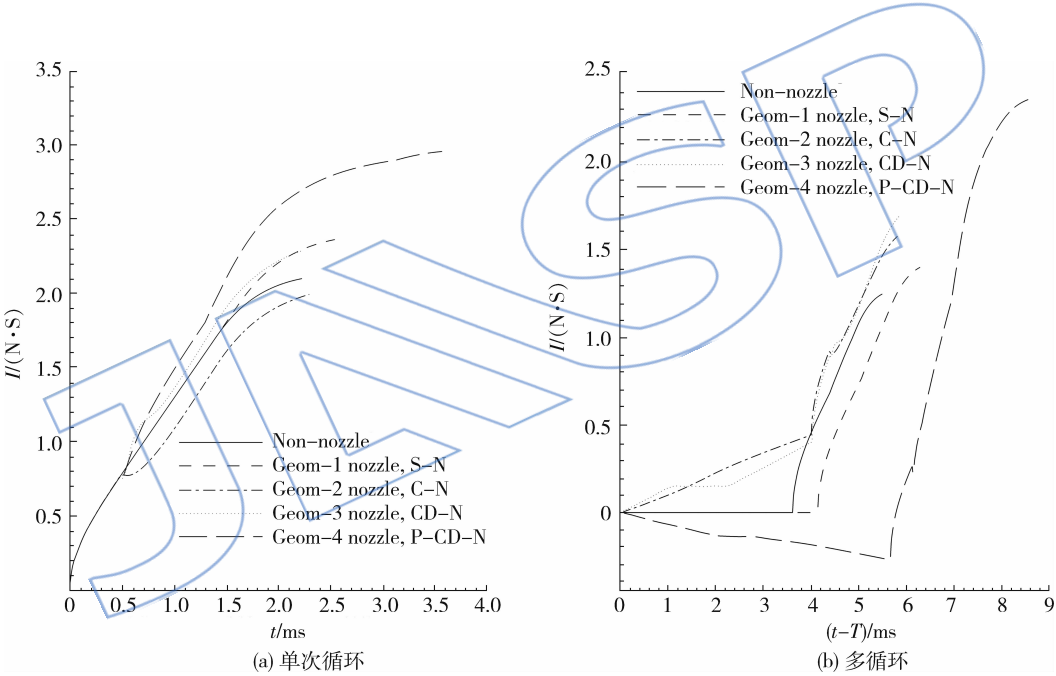


图 8 带不同构型尾喷管 PDE 冲量变化曲线
Fig. 8 Comparison of impulse of PDEs with different nozzles

表 1 带不同构型尾喷管 PDE 在多循环工况下推进性能比较

Table 1 Comparison of the propulsive performance of multi-cycle PDEs with different nozzles

尾喷管构型	周期 T/ms	冲量 $I/(\text{N} \cdot \text{s})$	燃料比冲/ s	周期内平均推力/ N
无喷管	5.50	1.2381	761.03	225.11
直喷管(Geom-1)	6.30	1.3895	747.32	220.70
收敛喷管(Geom-2)	5.82	1.5648	870.24	268.91
拉伐尔喷管(Geom-3)	5.87	1.6837	1034.93	286.78
塞式收敛扩张喷管(Geom-4)	8.57	2.3399	1245.96	273.03

但分析表 1 发现能够得到最大周期内平均推力的还是拉伐尔喷管,这是因为塞式收敛扩张喷管的塞型结构虽然增加了发动机的推力,同时也增加了发动机的排气时间和填充时间,从而增加了发动机的周期,降低了发动机的周期内平均推力。这也给塞式收敛扩张喷管的优化提供了指导,要求它在增加推力的同时要缩短排气和填充时间。

另外对比图 8 中单次循环和多循环冲量变化曲线发现无论带哪种尾喷管的 PDE 在多循环工况下的爆轰排气进程中产生的推力都比在单次循环工况下小,这是因为多循环时爆轰过程中气流存在一定的流动速度,这使得推力壁的平台压力整体下降,降低了推力壁产生的推力。

4 结 论

运用非结构网格 CE/SE 方法数值研究了带不同构型尾喷管气液两相脉冲爆轰发动机在多循环工况下的内外流场和推进性能。计算结果表明:

1) PDE 燃烧室内部和尾喷管出口附近的流场在单次循环和多循环工况下是不同的,尾喷管对 PDE 性能的影响在单次循环和多循环工况下有显著差异。

2) 研究中的 4 种尾喷管对发动机的推进性能都有一定的提高,当燃料填充率为 1、环境压力为 0.1 MPa 时,4 种尾喷管在周期内都获得了比无喷管更大的冲量,但各个尾喷管对排气进程和填充进程的影响不同,所以周期内平均推力直喷管小于无喷管情况,而其他 3 种尾喷管都比无喷管大,其中拉伐尔喷管最大,塞式收敛扩张喷管其次。

3) 当燃料填充率为 1、环境压力为 0.1 MPa 时,塞式收敛扩张喷管可以获得最大的冲量和燃料比冲,但它的循环周期最长,导致周期内平均推力比拉伐尔喷管小,所以在接下来的工作中可以考虑对塞式收敛扩张喷管进行优化设计,要求它在增加推力的同时要缩短排气和填充时间。

参考文献:

[1] Brophy C M, Dausen D F, Smith L R, et al. Fluidic nozzles for pulse detonation combustors[R]. AIAA-2012-1035, 2012.

[2] 范玮, 严传俊, 李强, 等. 脉冲爆轰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)

[3] Wang Z W, Yan C J, Fan W, et al. Experimental investigation of the nozzle effects on a two-phase valueless air-breathing pulse detonation engine [R]. AIAA-2008-991, 2008.

[4] 秦亚欣, 于军力, 高歌. 脉冲爆轰发动机尾喷管性能数值分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 366-372.

QIN Yaxin, YU Junli, GAO Ge. Computational analysis on the nozzle performance of pulse detonation engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 366-372. (in Chinese)

[5] Tsuboi N, Kimura Y, Hayashi A K, et al. Numerical study and performance evaluation for pulse detonation engine with exhaust nozzle[R]. AIAA-2009-5315, 2009.

[6] 黄羽, 唐豪, 李建中, 等. 多管脉冲爆轰发动机共用尾喷管特性的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 432-438.

HUANG Yue, TANG Hao, LI Jianzhong, et al. Numerical investigation on characteristic of multi-tube pulse detonation engines with different common nozzles[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(4): 432-438. (in Chinese)

[7] Kailasanath K. A review of research on pulse detonation engine nozzles[R]. AIAA-2001-3932, 2001.

[8] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 尾喷管收敛-扩张角对爆轰发动机性能影响分析[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 97-102.

ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei, et al. Investigation on the effects of nozzles with different convergent-divergent angle on PDE performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 97-102. (in Chinese)

[9] 李旭东, 王春, 姜宗林. 尾喷管对脉冲爆轰发动机性能的影响[J]. 力学学报, 2011, 43(1): 1-10.

LI Xudong, WANG Chun, JIANG Zonglin. Nozzle effects on performance of pulse detonation engines[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(1): 1-10. (in Chinese)

[10] Wu Y, Ma F, Yang V. System performance and thermodynamics cycle analysis of airbreathing pulse detonation engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 556-567.

[11] Chang S C. A new approach for constructing highly stable high order CESE schemes[R]. AIAA-2010-543, 2010.

[12] Cheng G C, Venkatachari B S, Chang C L, et al. Comparative study of different numerical approaches in space-time CESE framework for high-fidelity flow simulations[J]. Computers and Fluids, 2011, 45(1): 47-54.

[13] 李昕, 翁春生. CE/SE 方法模拟等离子体电极二维 MHD 效应[J]. 工程力学, 2009, 26(10): 240-244.

LI Xin, WENG Chunsheng. The 2-D MHD effect of plasma armature simulated by CE/SE method[J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(10): 240-244. (in Chinese)

[14] Chen Y Y, Yang L, Yu S T J. Simulations of waves in elastic solids of cubic symmetry by the conservation element and solution element method[J]. Wave Motion, 2011, 48

(1):39-61.

[15] 刘建文,钟诚文,赵书苗. 多管脉冲爆震发动机流场数值研究[J]. 推进技术,2007,28(6):674-678.

LIU Jianwen, ZHONG Chengwen, ZHAO Shumiao. Numerical investigation of multi-tube pulse detonation engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 674-678. (in Chinese)

[16] 翁春生,王浩. 计算内弹道学[M]. 北京:国防工业出版社,2006.

[17] 马丹花,翁春生. 爆震管内扰流片对爆震波影响的数值分析[J]. 推进技术,2011,32(3):425-430.

MA Danhua, WENG Chunsheng. Numerical investigation of two-phase detonation with the obstacles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 425-430. (in Chinese)

[18] Wang G, Zhang D, Liu K, et al. An improved CE/SE scheme for numerical simulation of gaseous and two-phase detonations[J]. Computers and Fluids, 2010, 39 (1): 168-177.

[19] Wang X Y, Chang S C. A 2D non-splitting unstructured triangular mesh Euler solver based on the space-time conservation element and solution element method[J]. Computational Fluid Dynamics Journal, 1999, 8(2): 309-325.

[20] 邱华,严传俊,熊焰,等. 脉冲爆震发动机多循环工作过程仿真及性能分析[J]. 推进技术,2007,28(3):296-301.

QIU Hua, YAN Chuanjun, XIONG Cha, et al. Numerical simulation and performance analysis of multi-cycle pulsed detonation rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 296-301. (in Chinese)

