

射流推力矢量喷管中粒子运动轨迹的数值模拟

宋亚飞, 高峰, 曾华, 文科
(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘 要: 用颗粒轨道模型对基于激波控制的二维收缩-扩张 (2-DCD) 喷管中的气固两相流动进行了数值模拟, 研究了 1~60 μm 不同直径颗粒的运动轨迹。研究表明, 颗粒尺寸越小, 粒子的随流性越好; 颗粒尺寸越大, 主流中的粒子与收缩段壁面碰撞越剧烈, 无粒子区越大, 二次流中的粒子对下壁面的碰撞越剧烈。

关键词: 固体火箭发动机; 射流推力矢量喷管; 两相流; 数值模拟

中图分类号: V435-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 02-0048-05

Numerical simulation of particle trajectory in fluidic thrust vector nozzle

SONG Ya-fei, GAO Feng, ZENG Hua, WEN Ke

(Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, China)

Abstract: The numerical simulation of gas-solid two-phase flow in fluidic thrust vector nozzle based on shock wave control was carried out with a particle trajectory model. The moving trajectory of particles whose diameters are from 1 μm to 60 μm was studied. The research result shows that the smaller the particle is, the better the flowing property becomes; the bigger the particle size is, the more violent the collision between the particles in the main flow and the wall in convergent region occurs; and the larger the region without any particle is, the more serious the collision between the particles in the second flow and lower wall in the nozzle becomes.

Keywords: solid rocket engine; fluidic thrust vector nozzle; two-phase flow; numerical simulation

0 引言

推力矢量控制技术不但可有效提高飞行器的机动性能, 减小飞行器阻力和重量, 提高隐身能力, 安全性和生存能力, 而且能显著提高作战效

能。根据实现方法, 推力矢量控制系统大致可分为两类: 机械调节式推力矢量控制和流体推力矢量控制。射流推力矢量 (Fluidic thrust vectoring, FTV) 通过引入二次射流使喷管主流发生偏转以产生矢量推力。与机械式推力矢量喷管相比, 射流推力矢量喷管以其结构简单、重量轻、易于维

收稿日期: 2010-12-02; 修回日期: 2011-01-04

作者简介: 宋亚飞 (1988—), 男, 硕士研究生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程

护、系统响应快, 隐身性能好等优点而成为国内外航空航天技术的热点。

按作用机理可将射流推力矢量喷管分为流体四种基本类型: 激波矢量控制 (Shock Vector Control, SVC)、喉道偏移法 (Throat Skewing, TS)、逆流矢量控制 (Counter-flow) 和同向流矢量控制 (Co-flow)^[1-4]。其中激波矢量控制喷管 (图 1) 是一种先进的采用流体控制推力矢量方向的新型矢量喷管方案。该方案是在喷管扩张段开孔或开缝, 不对称地射入二次流, 由二次流产生的激波迫使主流偏转, 从而使喷管获得推力矢量偏转。

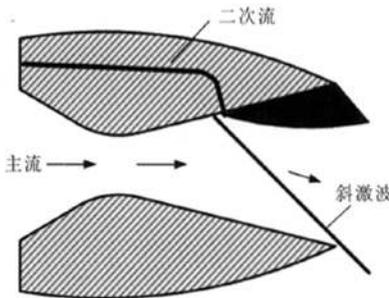


图 1 激波矢量控制原理

Fig. 1 Principle of shock vector

20 世纪 90 年代后期, NASA (美国航空航天局) 兰利研究中心针对二元收敛-扩张喷管进行了一系列流体控制方案试验, 试验时重点研究了开孔形状、开孔位置、注气压强和注气流量等参数对喷管性能的影响。与试验相对应, 还同时发展了多种数值计算方法, 取得了与试验研究相一致的结果。国内对二次喷射流与主流干扰流场激波结构进行了不少风洞试验研究和数值模拟研究^[5-10]。但关于两相流条件下射流推力矢量喷管内流场研究的报道却很少, 本文以基于激波矢量控制的二维收缩-扩张 (2-DCD) 喷管为对象, 采用颗粒轨道模型对不同尺寸固体颗粒在射流推力矢量喷管中的运动轨迹进行了数值模拟。

1 数学模型

假设固体火箭发动机射流推力矢量喷管内流场为定常。对于颗粒相为球形, 采用颗粒轨道模

型^[11], 不考虑颗粒的湍流扩散和化学反应, 只考虑相间阻力和热泳力。

1.1 气相控制方程

气相控制方程可表示为如下形式:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial r} + H = Q \quad (1)$$

其中:

$$U = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad e]^T$$

$$H = [0 \quad 0 \quad -p + \tau_{\theta\theta} \quad 0]^T$$

$$F = [\rho u \quad \rho u^2 + p - \tau_{xx} \quad \rho uv - \tau_{xr} (e + p) u - \tau_{xx} u - \tau_{xr} v - q_x]^T$$

$$G = [\rho v \quad \rho uv - \tau_{rx} \quad \rho v^2 + p - \tau_{rr} (e + p) v - \tau_{rx} u - \tau_{rr} v - q_r]^T$$

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{1}{\Omega} \sum N_s \frac{F_s}{|v - v_s|} (u_s - u) \\ \frac{1}{\Omega} \sum N_s \frac{F_s}{|v - v_s|} (v_s - v) \\ -\frac{1}{\Omega} \sum N_s [Q_s + F_s (v_s - v)] \end{bmatrix}$$

$$e = \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) + \frac{p}{\gamma + 1}$$

式中: u, v 分别是燃气速度在轴向和径向的分量; x, r 分别为轴向和径向坐标; p 为压强; τ, q 分别为粘性引起的剪应力和热流密度; γ, ρ 分别为比热容和密度; e 为单位体积总热力学能; Ω 为网格体积; v, v_s 分别为燃气和颗粒的速度矢量; Q 为固体颗粒对气相作用产生的源项^[11]。

1.2 颗粒相控制方程

固体颗粒的拉格朗日方程可以用如下方程组确立:

$$\begin{cases} \frac{dv_s}{dt} = F_d (v - v_s) \\ m_s c_s \frac{dT_s}{dt} = h A_s (T_\infty - T_s) \end{cases} \quad (2)$$

式中: m_s, c_s 分别为颗粒相的质量和比热容; T_∞, T_s 分别为当地燃气及颗粒的温度; A_s 为颗粒的表面积, 固体颗粒的轨迹可以通过对速度积分求得。

1.3 湍流模型

文中的数值模拟采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型, k 方程和 ε 方程分别为:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial(x_i)} = \frac{\partial}{\partial t} \left[\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + \rho \varepsilon \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial(x_i)} = \frac{\partial}{\partial t} \left[\alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \frac{C_{1\varepsilon}}{k} \varepsilon G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (4)$$

1.4 物理模型与网格划分

本文的研究对象为 2-DCD 喷管模型, 该喷管模型选自 NASA 兰利研究中心跨声速风洞中的实验喷管^[4], 选取的计算域如图 2 所示。由于研究对象几何形体比较复杂, 因此网格生成比较困难。为了减小网格生成难度, 提高网格质量, 生成网格时, 采用分区网格, 各子区网格单独生成后进行布尔运算, 将其拼接成一个整体。同时根据流动物理特征分析结果, 在壁面、二次射流入口处、喷管出口附近及喷管喉部等物理量变化梯度较大的区域进行网格加密。

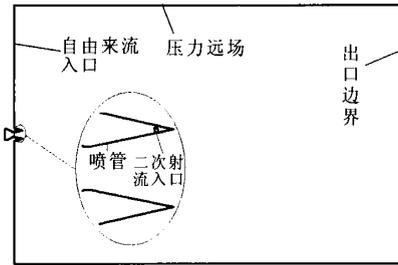


图 2 计算区域和喷管局部放大图

Fig. 2 Computational domain and local enlargement of nozzle

1.5 边界条件

1) 气相边界条件: 采用压强入口条件, 在主、次流的入口边界上给定流动总压、总温、流动方向。出口采用压力出口, 由于流动出口是超音速, 各参数按二阶外推得到。自由来流马赫数为 0。壁面为绝热壁, 并采用无滑移边界条件。

2) 粒子相边界条件: 在喷管入口处, 取入口处每个网格边的中点作为粒子的加入点。颗粒的初始速度、温度和入射角和气相相同, 粒子与壁面发生的碰撞为完全非弹性碰撞。

2 计算结果与分析

在喷管主流和二次流入口总压均为 4.6 MPa, 总温均为 2000 K 的条件下, 采用基于密度的隐式因子分解算法, 先求解纯气相流场, 达到收敛为止; 再采用颗粒轨道模型对 2DCD 喷管中气相和粒子相耦合计算。颗粒直径分别取 1 μm , 5 μm , 10 μm , 20 μm , 40 μm 和 60 μm , 主流中粒子相的质量分数均为 10%。

图 3 为纯气相条件下喷管内的流线图, 从图中可以看出, 由于主次流的相互干扰作用, 二次射流入口附近流场十分复杂, 存在着许多涡旋结构。

图 4 给出了不同直径的粒子加载时喷管内的颗粒轨迹。

从图 4 中可以看出, 由于主次流的相互干扰作用, 喷管中的粒子运动轨迹十分复杂, 不同直径的粒子在流场中的轨迹差别很大。小尺寸粒子 (1 μm) 因其质量轻, 惯性小, 受连续相的曳力影响相对较大, 其粒子轨道随流性也较好, 粒子与流线的吻合程度较高。除了从最靠近壁面那一层网格进入喷管会撞到壁面外, 其余的运动方向能随气流很快发生转折, 不会撞击到壁面; 进入扩张段后又能随气流的膨胀而较好地扩散开, 形成的无粒子区较小; 主次流之间的干扰作用强烈, 二次射流中的固相颗粒随主流向喷管下游运动, 主流中的颗粒轨迹也发生较大程度的偏转。随着粒子直径的增加 (5 μm ~60 μm), 粒子质量和惯性随之增大, 粒子与流线的吻合程度降低, 主流中的粒子与喷管收敛段壁面发生碰撞的概率增加, 在喉部下游附近, 向轴线位置靠拢的趋势增强; 二次流中的粒子轨迹随主流的偏转减弱, 对下壁面的撞击概率增加。当粒子直径大于 40 μm 时, 粒子在喷管中的轨迹近乎为直线, 二次流中的粒子完全撞击在下壁面。以上分析说明, 对于不同尺寸的粒子, 直径越小, 惯性就越小, 随流性越好。主流中的大尺寸颗粒很容易对喷管收敛段壁面造成烧蚀, 二次射流中的大尺寸颗粒会加剧喷管出口附近下壁面的烧蚀。

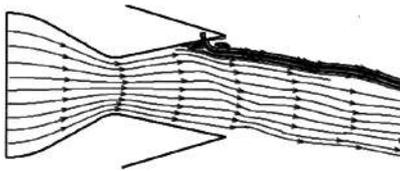
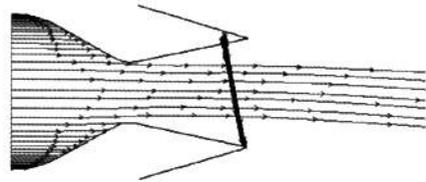
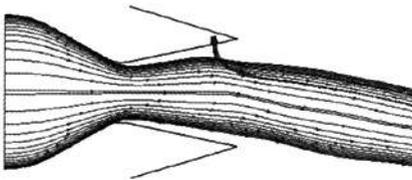


图 3 纯气相条件下喷管内部的流线图
Fig. 3 Flow line in the nozzle under the condition of pure gas phase



$D=40\ \mu\text{m}$

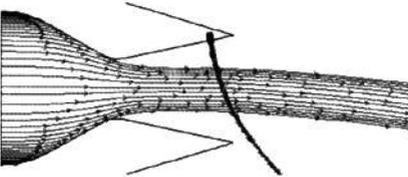


$D=1\ \mu\text{m}$

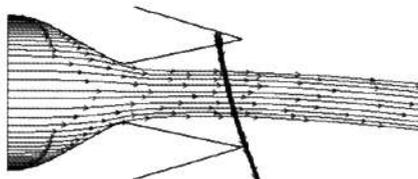


$D=60\ \mu\text{m}$

图 4 不同直径的颗粒运动轨迹比较
Fig. 4 Contrast of moving trajectories for particles with different diameters



$D=5\ \mu\text{m}$



$D=10\ \mu\text{m}$



$D=20\ \mu\text{m}$

3 结论

利用颗粒轨道模型对基于激波控制的射流矢量喷管内气固两相流动进行了数值模拟, 主要研究了不同尺寸颗粒的运动轨迹, 研究表明:

- 1) 颗粒直径越小, 惯性越小, 粒子的随流性越好。
- 2) 主流中的小尺寸颗粒在喷管出口截面上分布均匀, 无粒子区域小; 二次流中的小尺寸颗粒轨迹偏转较大。
- 3) 颗粒直径越大, 主流中的粒子轨迹越向轴线方向汇聚, 无粒子区域越大, 对喷管收缩段面碰撞越剧烈。
- 4) 颗粒直径越大, 二次流中的粒子对下壁面的撞击越剧烈。
- 5) 射流推力矢量喷管的热防护设计应考虑到二次流对下壁面的烧蚀作用。

(下转第 59 页)

表 6 不同阀芯质量下响应时间对照表

Tab. 6 Response time with different masses

阀芯质量/ kg	弹簧刚度/ (N/mm)	预压力/N	电压/V	吸合触动时间/ ms	吸合运动 时间/ms	固有吸 合时间/ms	固有释放时 间/ms
0.006	8.95	7.77	30	8	26	34	5
0.012	8.95	7.77	30	8	24	32	4
0.018	8.95	7.77	30	8	21	29	4

5 结束语

流量调节技术是变推力发动机系统研究的重点和难点, 对变推力发动机的发展有着重大影响。比例电磁阀作为一种理想的流量调节方案, 在未来将得到广泛应用。本文通过对比例电磁阀的吸力特性、流量特性和动态响应特性等方面进行探索和研究, 摸清了比例电磁阀工作的基本规

律, 为今后的设计提供了理论依据。

参考文献:

- [1] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下) [M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [2] 廖湘恩. 航天电器[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [3] 刘国强. ANSOFT 工程电磁场有限元分析[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.

(编辑: 王建喜)

(上接第 51 页)

参考文献:

- [1] FARIBORZ Saghafi, AFSHIN Banazadeh. Co-flow fluidic thrust vectoring requirements for longitudinal and lateral trim purposes, AIAA 2006-4980 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [2] JEFFREY D F. Experimental study of a nozzle using fluidic counter-flow for thrust vectoring, AIAA 1998-3255 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [3] JEFFREY D F, KAREN A D. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept, AIAA 2006-3701 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [4] KENRICK A W, KAREN A D. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring, AIAA 2003-3802 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [5] 邓远灏, 钟梓鹏, 宋文艳. 收敛-扩张喷管中运用次流推力矢量控制技术的计算研究 [J]. 固体火箭技术, 2004, 28 (1): 29-32.
- [6] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于次流喷射控制推力矢量喷管的试验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16 (3): 273-278.
- [7] 吴雄, 吴敏, 张健, 等. 飞行参数对射流矢量喷管内流场影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30 (2): 234-239.
- [8] 吴雄. 固体发动机燃气二次喷射理论与试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学研究生院, 2007.
- [9] 孙得川. 二次射流干扰流场及其控制参数研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2000.
- [10] 刘辉, 邢玉明, 额日其太. 气体二次喷射矢量喷管三维流场计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1174-1178.
- [11] 刘大有. 两相流体动力学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.

(编辑: 王建喜)