

基于气固两相双流体模型研究火箭发动机 斜切喷管流场特性

金贺龙¹, 蒋淑园², 王 浩¹, 江 坤¹

(1. 南京理工大学 能源与动力工程学院, 南京 210094;
2. 北京航空航天大学 杭州创新研究院 综合交通大数据研究中心, 杭州 310051)

摘 要: 为了研究火箭发动机(SRM)斜切喷管的两相流动特性,采用气体-颗粒相双流体模型,并结合多区域混合网格技术,对发动机斜切喷管内气相与颗粒相的相互作用规律进行研究,探索颗粒直径与颗粒质量分数变化对发动机喷管气固两相流动特性的影响。结果表明:固体颗粒相的存在,对发动机斜切喷管的流场结构产生重要影响,导致喷管轴线附近存在一个燃气流动速度较低,温度较高的区域。同时,喷管壁面附近存在无粒子区,随着颗粒直径的增加,无粒子区域的范围逐渐扩大。并且,颗粒直径越大,其运动速度越小,在喷管内的滞留时间越长。颗粒直径与质量分数的变化同样会影响发动机喷管的流场结构,随着颗粒直径的增加,发动机喷管轴线处气相马赫数先减小后增大,而燃气温度则先增大后减小;发动机推力的变化趋势与马赫数变化趋势相同,但两者并不同时达到极值点。颗粒相的质量分数越大,沿喷管轴线方向的气相马赫数和发动机推力越小,喷管两相流损失越大。

关 键 词: 固体火箭发动机 (SRM); 斜切喷管; 气-固两相流; 气相马赫数; 发动机推力

中图分类号: V211.17 **文献标志码:** A

Flow field characteristics of angle-cut nozzle of solid rocket motor based on gas-solid two phase flow model

JIN Helong¹, JIANG Shuyuan², WANG Hao¹, JIANG Kun¹

(1. School of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
2. Comprehensive Transporation Big Data Research Center,
Hangzhou Innovation Institute,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Hangzhou 310051, China)

Abstract: In order to study the two phase flow characteristics of angle-cut nozzle of solid rocket motor (SRM), a gas-particle two-fluid model was adopted and combined with multi-region hybrid grid technology, and the interaction between gas phase and particles in the scarfed nozzle of solid rocket motor was researched. The effect of particle diameter and mass fraction on the gas-solid two phase flow characteristics of angle-cut nozzle was also investigated. Results showed that, the existence of solid particle phase had an important effect on the flow field structure of gas phase for angle-cut nozzle of SRM, bringing about a region with low velocity and high temperature of gas flow near the nozzle axis. At the same time, there was an area near the nozzle wall without particles. With the increase of particle diame-

收稿日期:2019-10-17
作者简介:金贺龙(1989—),男,博士生,主要从事固体火箭发动机方面的研究。

引用格式:金贺龙,蒋淑园,王浩,等. 基于气固两相双流体模型研究火箭发动机斜切喷管流场特性[J]. 航空动力学报,2020,35(4): 867-877. JIN Helong,JIANG Shuyuan,WANG Hao,et al. Flow field characteristics of angle-cut nozzle of solid rocket motor based on gas-solid two phase flow model[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(4):867-877.

ter, the region gradually expanded without particles. The larger the particle diameter, the smaller the velocity; and the detention time was longer in the nozzle. The change of particle diameter and mass fraction also affected the flow field structure of rocket nozzle, with the increase of particle diameter, the gas phase Mach number first decreased and then increased along the nozzle axis, and the gas temperature first increased and then decreased, the trend of engine thrust was the same as that of Mach number, but both of which did not reach the extreme point simultaneously. The larger the particle mass fraction, the smaller the gas phase Mach number along the nozzle axis and the value of engine thrust; and the loss of two phase flow in the nozzle was larger.

Key words: solid rocket motor (SRM); angle-cut nozzle; gas-solid two phase flow; gas phase Mach number; engine thrust

为了提高固体推进剂的能量特性,同时抑制发动机不稳定燃烧现象,常常在固体推进剂中加入金属颗粒,制成高性能复合推进剂。在加入金属颗粒的复合推进剂中,燃烧产物同时含有气相与凝相两种成分,使发动机燃气内流场呈现典型的两相流场结构。铝粉作为常见的金属添加成分存在于复合推进剂中,铝粉燃烧后,生成的 Al_2O_3 质量能达到燃烧产物总质量的 30% 左右,由于凝相 Al_2O_3 颗粒的存在,将会对发动机内流场特性产生极大的影响。同时固体颗粒在喷管中运动会与管壁发生碰撞,加速壁面的磨损与腐蚀,因此研究火箭发动机喷管中的两相流动情况,对于喷管设计与热防护都有十分重要的意义。

国内外许多学者对固体火箭发动机两相流场特性进行了大量的研究工作,Cuffel 等^[1]对采用小喉部曲率半径的 JPL(Jet Propulsion Laboratory)发动机喷管结构进行了冷流实验,得出在喷管喉部中心线附近与壁面附近的流场结构特性,并给出 3 种预测喷管流速的方法。Hwang 等^[2]采用时间推进、显示 Mac-Cormack 格式求解气相方程,采用拉格朗日方法跟踪凝相颗粒,求解喷管中的气固两相流动。Chang^[3]采用多流体模型和时间推进法求解 Titan III 发动机斜置喷管的两相流动。黄琳等^[4]采用粒子仿真方法直接跟踪颗粒相运动轨迹,采用无波动、无自由参数的耗散差分格式(NND)格式求解 N-S(Navier-Stokes)方程,数值模拟了气-固两相自由射流流场。淡林鹏等^[5]利用颗粒轨道模型计算长尾喷管两相流场,比较不同尺寸粒子以及完全弹性和非弹性碰撞之间长尾喷管中粒子运动的差异,得出长尾喷管中粒子运动的规律。李东霞等^[6]采用双流体模型,把 LU(lower-upper)隐式时间格式和 van-Leer 矢通量分裂格式应用到两相流双流体模型中,并用

JPL 喷管进行验证,探讨此方法的可行性。于勇等^[7]采用颗粒轨道模型求解颗粒相,采用显式龙格库塔时间推进法与有总变差衰减(TVD)性质的高精度 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)-Roe 格式,研究固体火箭发动机喷管中颗粒相对流场的影响以及不同尺寸颗粒运动规律。苗志文等^[8]研究 Al_2O_3 粒子对喷管扩张段的冲刷规律,对比不同湍流模型、颗粒轨道模型对形成冲刷痕迹的影响,分析发动机喷管扩张段两相流动与颗粒冲刷特性。刘平安等^[9-10]建立了含铝复合推进剂的二维两相湍流燃烧模型,应用 EDC 燃烧模型以及颗粒表面反应模型,研究复合推进剂燃烧产物在发动机中的燃烧与流动、铝金属在发动机内的多相燃烧问题。

综上所述,对于可压缩气固两相流动的数值模拟主要采用颗粒轨道模型和双流体模型两种形式。同时对于固体火箭发动机喷管内气固两相流动的研究,主要集中于常规直喷管结构,而对于采用斜切喷管结构的发动机喷管气固两相流动特性研究,涉及较少。斜切喷管作为异形喷管结构不同于直喷管,发动机喷管轴线与燃烧室轴线之间成一定夹角,同时喷管出口采用斜切结构设计,使得喷管喉部与喷管扩张区域流场结构较为复杂,具有明显的三维流场特性。本文针对斜切喷管火箭发动机的结构特点,采用气体-颗粒相两相双流体模型,对于流场湍流采用两相修正 $k-\epsilon$ 湍流模型,并运用多区域混合网格技术,对固体火箭发动机斜切喷管的两相流动特性进行研究,进而指导发动机斜切喷管的结构设计与热防护。

1 数理模型与计算方法

1.1 物理模型

图 1 为斜切喷管火箭发动机装药结构图,该

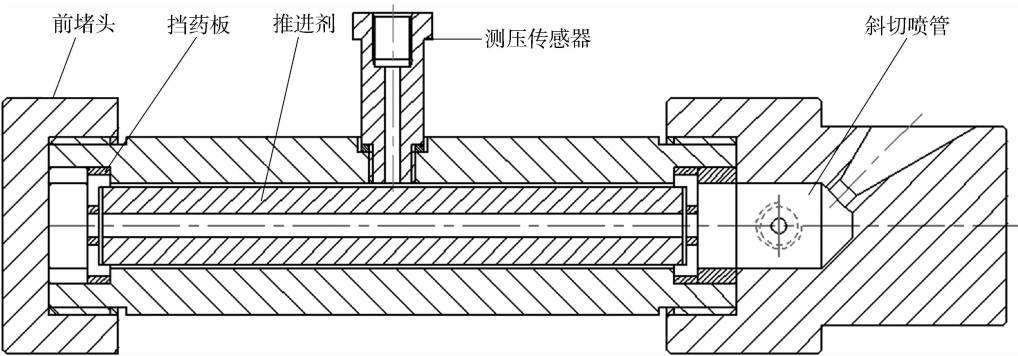


图 1 斜切喷管火箭发动机结构图

Fig.1 Structural diagram of solid rocket motor with angle-cut nozzle

发动机采用斜切喷管结构,发动机燃烧室轴线与喷管轴线之间成一定夹角。同时由于结构限制,发动机喷管省略收缩段结构。发动机装药采用自由装填形式,并通过挡药板结构进行定位。

本文装药选用高氯酸铵/端羟基聚丁二烯 (AP/HTPB)推进剂,其主要性能参数如表 1 所示。固体火箭发动机工作过程燃烧室平衡压强约为 10 MPa,燃气温度为 3 200 K。

表 1 推进剂性能参数

Table 1 Performance parameters of propellant

参数	数值
特征速度/(m/s)	1 598
比热比	1. 13
燃气摩尔质量/(g/mol)	28. 78
密度/(kg/m ³)	1 800

1.2 基本假设

由于采用复合推进剂装药的斜切喷管火箭发动机工作过程涉及非常复杂的物理和化学现象,因此在研究火箭发动机燃烧室以及喷管两相流动特性时,忽略气相各组分之间的化学反应,将气相看成一种混合气体,此种简化对求解发动机喷管流场气固两相之间的相互作用规律方面影响较小。同时为了简化计算,引入一些基本假设^[11-13]

- 1) 推进剂燃烧所生成的混合气体满足理想气体状态方程,可视混合气体为理想气体。
- 2) Al 颗粒燃烧生成气相 Al₂O₃ 与颗粒相 Al₂O₃,忽略 Al 粒子燃烧的中间产物。
- 3) 不考虑两相流对喷管的烧蚀与颗粒的堆积。
- 4) 不考虑燃气和固体壁面之间的辐射换热现象。

1.3 数学模型

1.3.1 控制方程

双流体模型对颗粒相从宏观的角度处理为“拟流体”,将颗粒与气体看成为两种流体,空间各点都有两种流体各自不同的速度、温度和密度,两种流体共同占据同一空间而相互渗透,一般采用和气相相同的方法建立控制方程,求解颗粒相流场。

以气相可压、颗粒相不可压的模型作为计算气体-颗粒流的物理模型。则两相控制方程组为气相的连续方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{v}_q) = \sum_{i=1}^n \dot{m}_{iq} + S_q \quad (1)$$

颗粒相的连续方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_s \rho_s) + \nabla \cdot (\alpha_s \rho_s \mathbf{v}_s) = \sum_{j=1}^n \dot{m}_{js} + S_s \quad (2)$$

式中 $\mathbf{v}_q$ 为气相速度, $\mathbf{v}_s$ 为颗粒相速度, $\dot{m}_{iq}$ 为颗粒相转化为气相的质量变化率, $\dot{m}_{js}$ 表示为气相转化为颗粒相的质量变化率, S_q 、 S_s 代表质量源项。

气相的动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q \mathbf{v}_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{v}_q \mathbf{v}_q) = -\alpha_q \nabla p + \nabla \cdot \overline{\overline{\boldsymbol{\tau}_q}} + \alpha_q \rho_q \mathbf{g} + \sum_{i=1}^n (\mathbf{R}_{iq} + \dot{m}_{iq} \dot{\mathbf{v}}_{iq}) + \alpha_q \rho_q \mathbf{F}_q \quad (3)$$

颗粒相的动量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\alpha_s \rho_s \mathbf{v}_s) + \nabla \cdot (\alpha_s \rho_s \mathbf{v}_s \mathbf{v}_s) = & -\alpha_s \nabla p - \nabla p_s + \nabla \cdot \overline{\overline{\boldsymbol{\tau}_s}} + \\ & \alpha_s \rho_s \mathbf{g} + \sum_{j=1}^N [K_{js}(\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_s) + \dot{m}_{js} \dot{\mathbf{v}}_{js}] + \alpha_s \rho_s \mathbf{F}_s \end{aligned} \quad (4)$$

其中 $\overline{\overline{\boldsymbol{\tau}_q}}$ 和 $\overline{\overline{\boldsymbol{\tau}_s}}$ 分别为气相和颗粒相的切应力, $\mathbf{R}_{iq}$ 是气固两相之间的相互作用力, $\dot{\mathbf{v}}_{iq}$ 为颗粒相相对于

气相的相速度, $\dot{\mathbf{v}}_{js}$ 为气相相对于颗粒相的相速度, K_{js} 是气固两相之间的动量交换系数, p 是所有相共享的压强, α 、 ρ 、 $\mathbf{v}$ 分别为相体积分数、密度和速度, 下标 s 和 q 分别代表颗粒相和气相。

气相的能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q h_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{u}_q h_q) =$$

$$\overline{\overline{\tau}}_q \cdot \nabla \mathbf{u}_q - \nabla \cdot \mathbf{q}_q + S_q + \sum_{i=1}^n (Q_{iq} + \dot{m}_{iq} h_{iq}) \quad (5)$$

颗粒相温度计算方程

$$\begin{aligned} & \frac{3}{2} \left[\frac{\partial}{\partial t} (\rho_s \alpha_s \Theta_s) + \nabla \cdot (\rho_s \alpha_s \mathbf{v}_s \Theta_s) \right] = \\ & (-p_s \overline{\overline{I}} + \overline{\overline{\tau}}_s) \cdot \nabla \mathbf{v}_s + \nabla \cdot (k_s \nabla \Theta_s) - \gamma_s + \phi_{qs} \end{aligned} \quad (6)$$

式中 h_q 是气相的比焓, $\mathbf{q}_q$ 为气相的热通量, Q_{iq} 是两相之间的热流传递密度, h_{iq} 为两相之间的焓, Θ_s 为颗粒相温度, $k_s \nabla \Theta_s$ 为颗粒相能量扩散项, γ_s 为颗粒相之间相互碰撞的耗散能量, ϕ_{qs} 为两相之间的能量转换项。

1.3.2 湍流模型

湍流模型^[14-16]采用修正的 k - ϵ 模型, 具体形式如下:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q k_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{U}_q k_q) = \\ & \nabla \cdot \left(\alpha_q \frac{\mu_{t,q}}{\sigma_k} \nabla k_q \right) + \alpha_q G_{k,q} - \alpha_q \rho_q \epsilon_q + \alpha_q \rho_q \Pi_{k_q} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q \epsilon_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{U}_q \epsilon_q) = \\ & \nabla \cdot \left(\alpha_q \frac{\mu_{t,q}}{\sigma_\epsilon} \nabla \epsilon_q \right) + \alpha_q \frac{\epsilon_q}{k_q} (C_{1\epsilon} G_{k,q} - C_{2\epsilon} \rho_q \epsilon_q) + \\ & \alpha_q \rho_q \Pi_{\epsilon_q} \end{aligned} \quad (8)$$

式中引入离散相对气相影响的修正因子 Π_{k_q} 和 Π_{ϵ_q} 两项, 其他项定义方式不变。

1.4 计算区域与边界条件

选取图 1 中斜切喷管火箭发动机后部作为发动机内流场和喷管流场特性研究的主要区域, 进行网格划分(如图 2), 由于本文所研究的斜切喷管火箭发动机, 不仅喷管采用斜切结构, 而且发动机喷管轴线方向与燃烧室轴线方向之间存在夹角, 与常规发动机结构有很大的不同, 计算区域具有明显的三维特性。并且喷管喉部连接处几何形状复杂, 很难用整体结构网格进行处理, 同时模型中存在明显的边界层结构, 建立一体非结构网格, 边界层处网格质量也难以保证, 因此选用多区域

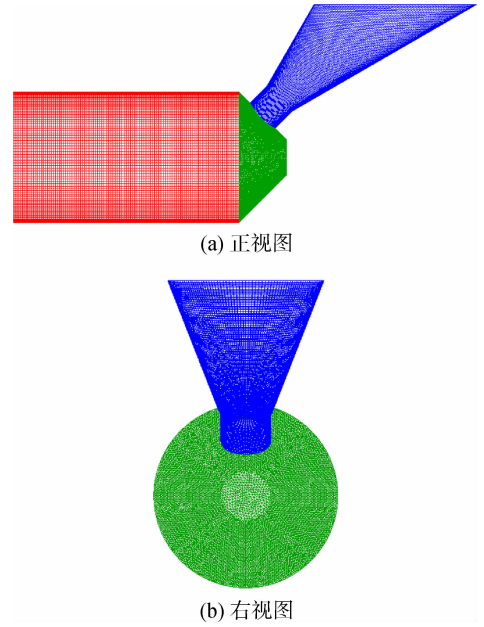


图 2 喷管模型及网格划分

Fig. 2 Nozzle model and grid generation

混合网格是一种很好的方法。将计算区域分为 3 个部分: 燃烧室圆柱段、尾部收缩段和斜切喷管段。收缩段建立非结构网格, 圆柱段和喷管段分别建立结构网格, 不同区域通过边界面相互插值进行参数传递。计算区域, 轴线方向总长度为 78 mm, 法线方向总长度为 36.7 mm, 喷管喉部直径为 6 mm, 喷管出口面积与喉部面积之比为 14.21, 斜切喷管轴线长度为 26.4 mm, 扩张半角为 15° 。由于此模型斜切喷管入口区域流场结构较为复杂, 为了准确获得复杂流场特征信息, 对喷管入口与喉部处进行网格局部加密, 网格总数量约为 61.5 万。

计算区域边界条件设置如下^[17-18]:

1) 进口条件 进口气流为亚声速, 给定气体入口质量流量、总温、静压和气流入射方向角; 颗粒相入口给定颗粒相的质量流量与入射方向、粒径分布、表观密度以及颗粒的初始温度。

2) 出口条件 对于气相, 出口处气体为超声速状态, 因此出口参数按 1 阶外推确定; 对于颗粒相, 各参数按 1 阶外推得到。

3) 固壁条件 对于气相, 采用绝热、无滑移固壁边界条件, 对于颗粒相同样采用无滑移边界条件, 其他参数外推得出。

1.5 网格无关性验证

本文研究工况较多, 为了确保数值模拟的准确性, 排除各个工况因网格数量不同而造成的结果失真, 需对已建立的计算网格模型的无关性进

行验证。选用纯气相流工况进行计算,取网格数分别为 61.5 万、123 万和 235 万的 3 种方案进行比较。通过图 3 可知,3 种方案发动机喷管轴线气相马赫数分布曲线基本重合,并且这 3 种方案燃烧室尾部区域平均压强数值为 10.15 MPa,与此发动机设计压强值 10 MPa 较为接近。表明当计算网格数到达 61.5 万以后,网格数量的增加对计算结果没有影响,同时根据压强结果,认为将此模型用于计算发动机的斜切喷管流场特性是可行的。

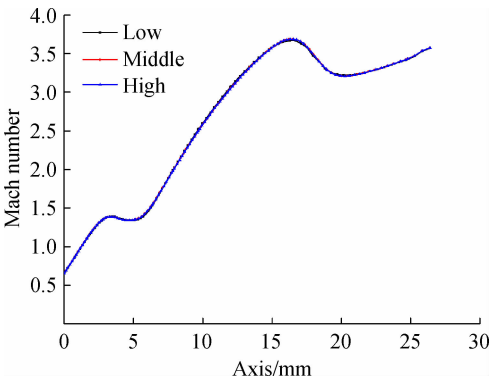


图 3 不同方案发动机喷管轴线气相马赫数分布
Fig. 3 Gas phase Mach number distributions along the nozzle axis at different schemes

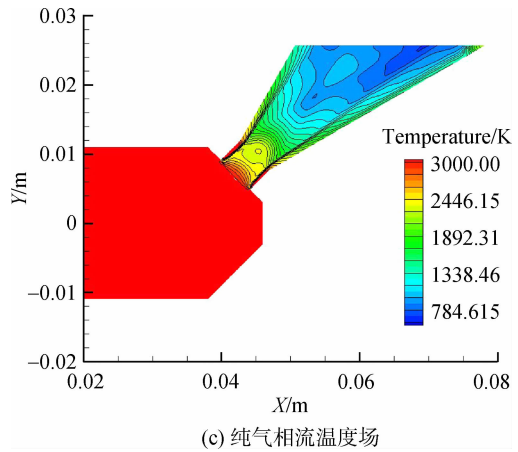
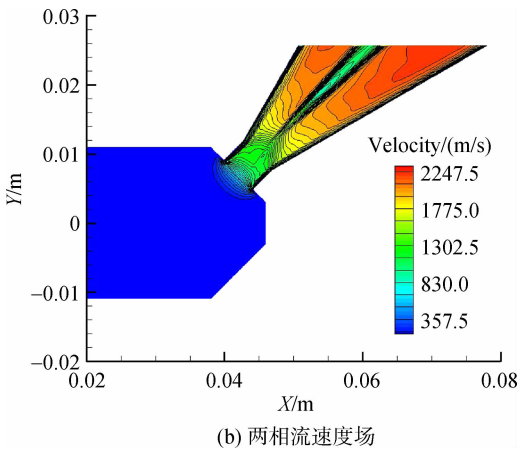
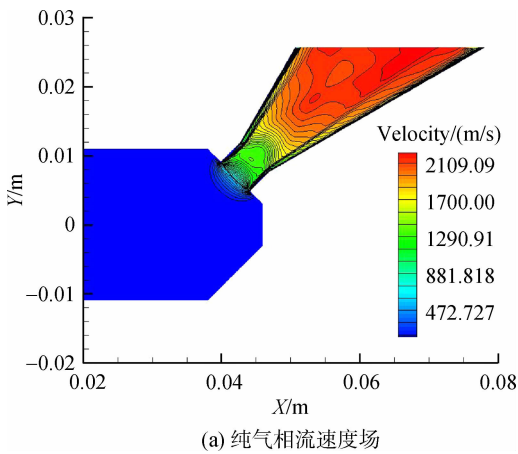
2 计算结果与分析

2.1 发动机斜切喷管流场特性分析

火箭发动机燃烧室凝相颗粒粒径主要位于 1~20 μm 之间,平均颗粒直径一般处于 4~10 μm ,并且根据前人的研究成果^[19-21],当发动机喷管收敛段角度增大时,燃气中的凝相颗粒粒径也相应增加。对于本文所研究的斜切喷管发动机,喷管入口收敛角度较大,同时由于喷管入口结构复杂,更容易使颗粒之间相互碰撞聚集,有利于较大凝相颗粒的生成。因此研究发动机斜切喷管气固两相流场特性时,选取颗粒相 Al_2O_3 质量分数 $\omega_{\text{Al}_2\text{O}_3}$ 为 20%,颗粒相直径 $D=10\ \mu\text{m}$ 的工况进行仿真计算,得到气固两相流场的流场特征参数分布如图 4、图 5 所示(X 、 Y 为火箭发动机模型的位置坐标,单位为 m)。

通过图 4、图 5 可知(图例中 Gas 表示纯气相工况),发动机燃气中存在固体颗粒相,确实会对发动机斜切喷管的流场结构产生重要影响。通过对比纯气相情况与气固两相情况下,发动机喷管中心位置与壁面附近区域的流场分布发现,颗粒相对发动机喷管边界处的流场结构影响较小,两

相流场与纯气相的流场结构类似;根据图 6 纯气相与两相流场喷管壁面速度分布的对比结果,也论证此结论。但固体颗粒相存在,会对喷管轴线附近区域的流场结构产生较大的影响。与纯气相流场相比,在两相流情况下,喷管轴线附近区域由于受到颗粒的阻力作用,燃气的流动速度较低,存在一个燃气流动低速区,并且此低速区的范围沿着喷管轴线方向逐渐扩大;同时由于固体颗粒的热惯性,喷管轴线附近同样也存在一个燃气高温区。当颗粒相的直径较大时(大于 $1\ \mu\text{m}$),颗粒相



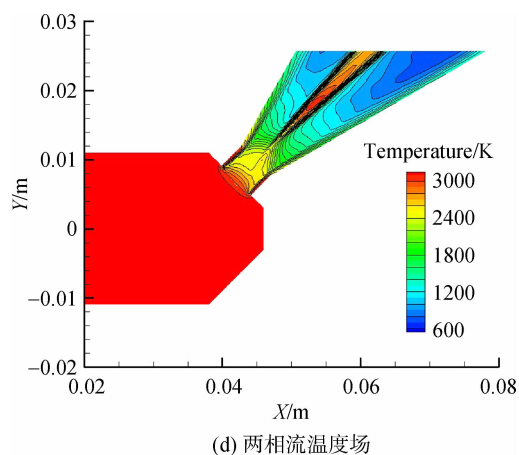


图 4 SRM 斜切喷管速度场与温度场分布云图
Fig. 4 Cloud charts of velocity and temperature distributions for SRM angle-cut nozzle

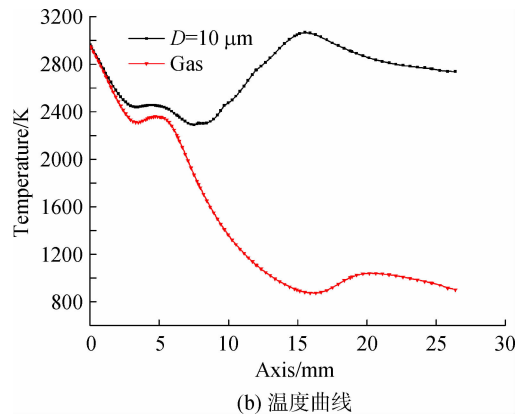
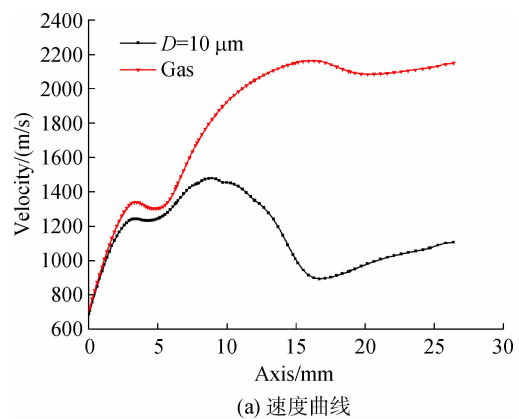


图 5 SRM 喷管轴线流场特征参数曲线对比
Fig. 5 Comparison of flow field characteristic parameter curves along the nozzle axis of SRM

将表现一定的惯性,降低颗粒的随流性质,使得斜切喷管壁面附近存在颗粒无法到达的区域,在此区域中,颗粒相对气相的影响不明显。喷管轴线附近燃气低速区与高温区的存在原因可做如下解释:复合推进剂燃烧产物中一般都会含有一定量的金属颗粒,这些颗粒在气体的作用下与燃气一

起流入喷管。在流动过程中,颗粒相的速度总是小于燃气的流速,产生速度滞后;相当于产生一个相间阻力,阻碍气体的运动,使燃气的流动速度降低。另一方面,由于颗粒自身的热惯性,在发动机喷管中,颗粒相的温度比气体的温度高,颗粒将加热周围气体,使气相流场温度升高。

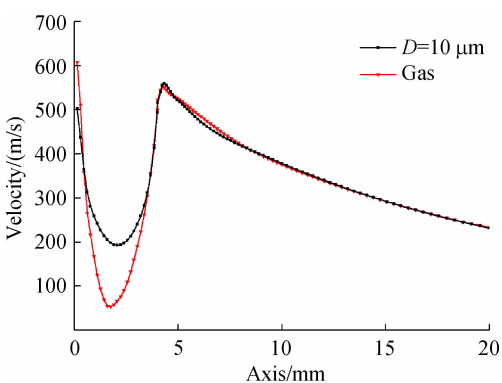


图 6 纯气相流与两相流的 SRM 喷管壁面速度分布对比
Fig. 6 Comparison of velocity distributions on the nozzle wall of SRM between pure gas phase flow and two phase flow

2.2 颗粒相直径变化对发动机斜切喷管两相流动特性的影响

图 7 为颗粒相直径 $D=1, 10, 50 \mu\text{m}$ 时,斜切喷管中颗粒相体积分数的分布云图。由图可知在喷管扩张段下游壁面附近存在一个颗粒相体积分数近乎为零的区域,即无粒子区。随着颗粒直径的增加,斜切喷管下游无粒子区域的范围逐渐扩大。同时,根据图 8 可知,喷管中颗粒相的直径越大,其运动速度越小,在喷管中的滞留时间越长。其原因可做如下解释:颗粒直径越小,其粒子惯性也越小,颗粒的驰豫时间也越短,因此粒子的随流性就越好,更容易充满整个喷管下游空间,喷管中无粒子区域的范围越小。当颗粒直径较大时,颗粒相的惯性相对较大,其驰豫时间也相对较长,导致颗粒相的运动轨迹不易受到气体流动的影响而改变;颗粒运动轨迹较为平直,并且更靠近喷管轴线附近区域,喷管中无粒子区域的范围也越大。并且,颗粒直径越小,其粒子惯性也越小,气相对颗粒的加速作用越明显,喷管中颗粒的运动速度越大。

选取颗粒相 Al_2O_3 质量分数 $w_{\text{Al}_2\text{O}_3}$ 为 20%,颗粒直径 D 分别为 1、5、10、15、20、50 μm 的各种工况进行研究。图 9 给出纯气相以及不同颗粒相直径时,沿发动机斜切喷管轴线方向气相马赫数

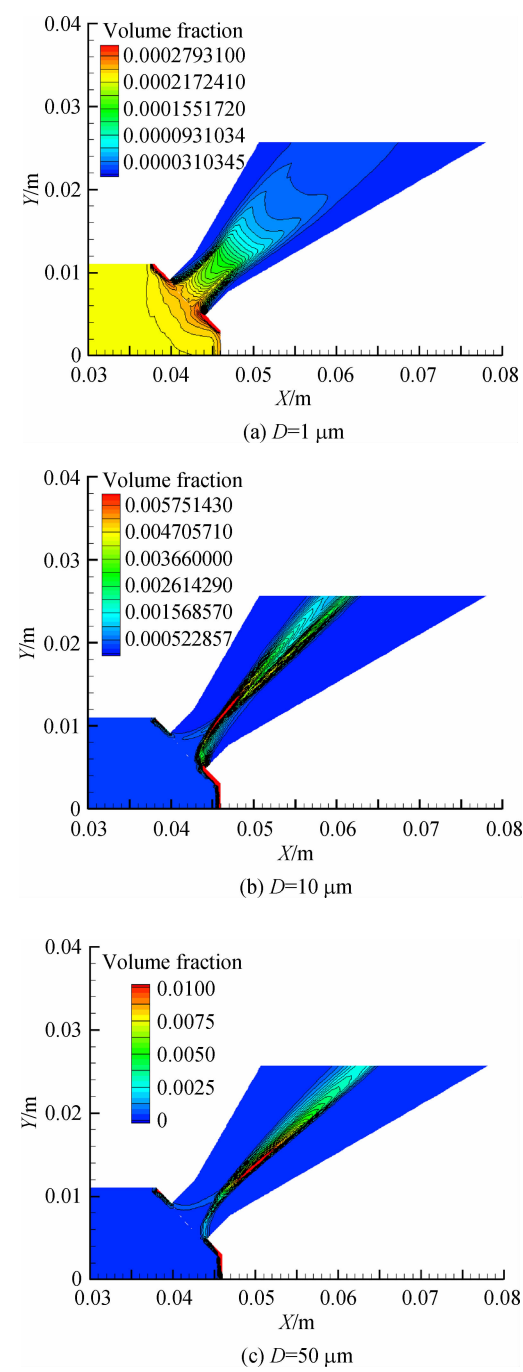


图 7 不同颗粒直径的颗粒体积分数分布云图
Fig. 7 Cloud charts of particle volume fraction for different particle diameters

分布的对比曲线,由图可知,随着 Al_2O_3 颗粒直径的增加,发动机喷管轴线处气相马赫数先减小后增大。并且由于颗粒相的存在,在喷管轴线附近,两相流场的气相马赫数值小于纯气相流场;同时,当颗粒相直径为 $10\ \mu\text{m}$ 时,轴线处的气相马赫数值最小,说明此时颗粒相对气相的阻力作用最为明显。图 10 给出沿喷管轴线方向的温度分布,由于流场中颗粒相的存在,发动机喷管中燃气流场的气相温度明显升高。并且随着颗粒直径的增

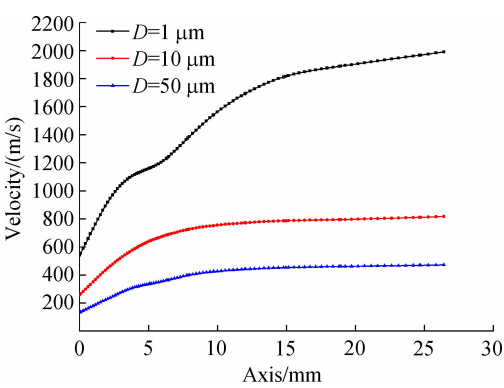


图 8 不同颗粒直径的喷管轴线颗粒速度分布
Fig. 8 Particle velocity distributions along the nozzle axis for different particle diameters

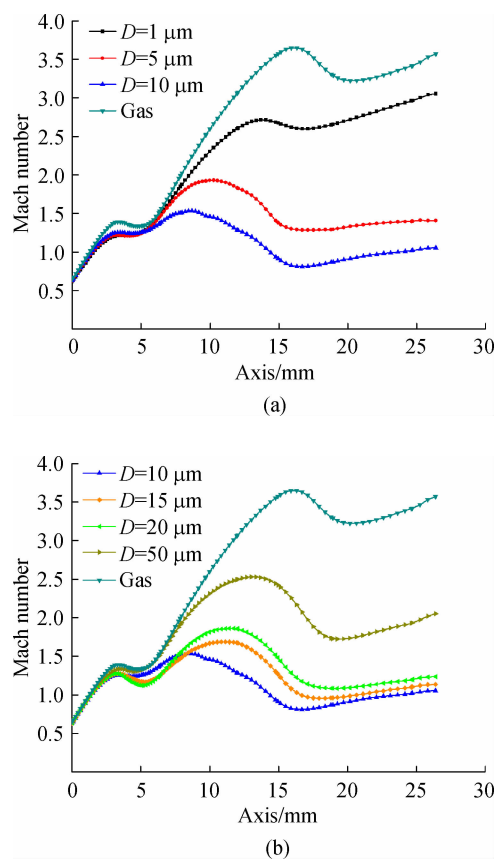


图 9 不同颗粒直径的喷管轴线气相马赫数对比
Fig. 9 Comparison of gas phase Mach numbers along the nozzle axis for different particle diameters

加,喷管轴线上的燃气温度先增大后减小。同样,当颗粒相直径为 $10\ \mu\text{m}$ 时,喷管轴线上的气相温度最高,颗粒相对气相的加热效果最为显著。由于本文所研究的发动机喷管结构不同于一般的直喷管发动机,此发动机喷管入口采用斜安装形式。当颗粒相的粒径较小时,其随流性较好,更容易跟随发动机燃气主流一起流入斜切喷管内,使喷管

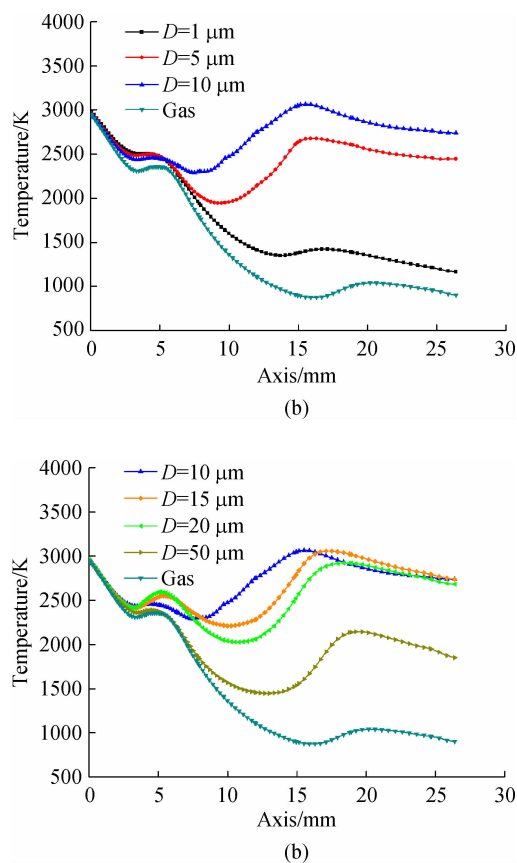


图 10 不同颗粒直径的喷管轴线气相温度对比
Fig. 10 Comparison of gas phase temperature along the nozzle axis for different particle diameters

中的颗粒数目较多;而当颗粒的粒径较大时,大直径颗粒的惯性较大,驰豫时间较长,不容易追随气体而改变其运动状态,因此将有更多的颗粒流入发动机后壁面区域。颗粒直径越大,流入喷管的颗粒数目越小。但颗粒直径越小,其粒子惯性也越小,气相对颗粒的加速作用越明显,颗粒的运动速度越大,颗粒相在喷管中的滞留时间越短;相反的,颗粒直径越大,其速度越小,在喷管内的滞留时间越长,与气相的作用时间也越长,两相之间的动量与热量交换越多。实际上,颗粒相对气相的影响,是由颗粒粒径与颗粒相在喷管内的滞留时间共同决定的。而且,当颗粒的粒径较小时,颗粒的随流性较好,颗粒在发动机喷管中的分布较为均匀;而随着颗粒直径的增加,颗粒相的惯性增大,使得固体颗粒相更集中于喷管轴线附近区域。当颗粒粒径为 $10\ \mu\text{m}$ 时,颗粒相的随流性和直径处于中间状态,与大直径颗粒相比,流入发动机喷管的颗粒数目相对较多;而与小直径颗粒相比,颗粒的滞留时间较长,并且颗粒分布更集中于喷管轴线附近区域,导致此时气相与颗粒相之间接触

的比表面积最大,因此,颗粒相对气相速度和温度的影响最为明显。颗粒相的速度滞后会对气相产生阻力作用,导致斜切喷管中燃气速度降低,并且当颗粒粒径处于 $10\ \mu\text{m}$ 时,喷管轴线附近气相速度最低,相间阻力最大。同时颗粒相还存在热惯性,颗粒由于热惯性将保持原来温度,当颗粒运动到喷管扩张段时,会对下游燃气进行加热,使气相温度升高;当颗粒相与气相之间的接触比表面积最大时,颗粒相对气相的热量交换率也最大,气相温度升高也最多。

火箭发动机推力为发动机内、外表面全部作用力的合力。通过对发动机内、外表面作用力进行积分,可得发动机推力,计算结果如表 2 所示。通过表中推力变化情况可知,随着颗粒直径的增加,发动机推力先减小后增大。但发动机最小推力处在颗粒相直径为 $5\ \mu\text{m}$ 的工况,与发动机喷管轴线处气相马赫数最小,即喷管轴线附近区域,气相受到颗粒相的阻力作用最为明显的 $10\ \mu\text{m}$ 工况不同。根据前面的分析,当颗粒相的直径为 $10\ \mu\text{m}$ 时,喷管轴线附近流场核心区域,颗粒相对气相的阻力作用最为明显,气相的马赫数和速度最小。但由于喷管扩张段无粒子区域的存在,并且随着颗粒直径的增加,喷管无粒子区域的范围不断扩大,实际上 $5\ \mu\text{m}$ 工况颗粒相与气相之间相互作用的空间区域范围是大于 $10\ \mu\text{m}$ 工况的。 $10\ \mu\text{m}$ 时,发动机喷管内,颗粒相与气相之间接触的比表面积最大,单位体积颗粒相与气相之间的动量与热量交换最多,对气相造成的动量与能量损失也是最大的,但气固两相相互作用空间小于 $5\ \mu\text{m}$ 的工况。发动机推力损失大小,由颗粒相与气相之间接触的比表面积大小和两相之间相互接触的空间区域大小共同决定。当颗粒相直径为 $5\ \mu\text{m}$ 时,颗粒相与气相之间接触的比表面积与两相之间相互接触的空间区域之乘积最大,即发动机喷管内颗粒相与气相接触的总面积最大。同时根据发动机推力的计算理论,发动机推力大小可由喷管质量流量与喷管有效排气速度乘积的形式进行表述。发动机喷管内颗粒相与气相接触的总面积越大,则颗粒相对气相的滞止作用越明显,导致喷管的有效排气速度越低,因此发动机的推力也越小。本文所研究的工况中,颗粒相直径为 $5\ \mu\text{m}$ 时,发动机喷管内颗粒相与气相接触的总面积最大,则此时发动机的推力最小,即喷管的两相流损失最大。

表 2 不同颗粒直径的斜切喷管推力

Table 2 Thrusts of angle-cut nozzle for different particle diameters

参数	工况						
	纯气相	$D=1\text{ }\mu\text{m}$	$D=5\text{ }\mu\text{m}$	$D=10\text{ }\mu\text{m}$	$D=15\text{ }\mu\text{m}$	$D=20\text{ }\mu\text{m}$	$D=50\text{ }\mu\text{m}$
推力/N	381.61	339.16	324.69	329.52	333.82	336.59	342.69

2.3 颗粒相质量分数变化对发动机斜切喷管两相流动特性的影响

取颗粒相直径 $D=10\text{ }\mu\text{m}$, 分别对颗粒相 Al_2O_3 质量分数为 20%、40% 和 60% 的工况进行计算, 并与纯气相情况下的发动机流场特征参数分布进行对比。对发动机燃烧室区域流场进行压强体积平均, 得到 3 种工况燃烧室压强平均值分别为 9.48、8.90 MPa 和 8.32 MPa, 表明随着颗粒相 Al_2O_3 质量分数的增加, 发动机燃烧室的平均压强值逐渐下降。当颗粒相的质量分数增加时, 推进剂的气体生成量将下降, 导致燃烧室压强逐渐下降。

图 11、图 12 分别为发动机斜切喷管轴线气相马赫数和温度分布曲线。由图 11 可知, 随着颗粒相质量分数的增加, 斜切喷管轴线相同位置处, 燃气流动马赫数不断减小。喷管中颗粒相的存在会对燃气流动产生阻力作用, 并且颗粒相质量分数越大, 单位体积的颗粒相数目越多, 颗粒相与气相之间的相互作用越明显, 因此燃气的马赫数值越小。由图 12 可以看出, 随着颗粒相质量分数的增加, 发动机喷管轴线上气相的温度数值整体上是成增加趋势的。其原因是, 颗粒相的比热容比气相的比热容大得多, 当气相流到喷管扩张段时, 气相迅速膨胀加速而使其温度降低, 而颗粒相由于热惯性将会保持原来的温度; 当颗粒相流经发动机喷管下游时, 颗粒相将对气相产生加热作用。随着颗粒相质量分数的增加, 喷管燃气中将会有更多的颗粒相存在, 气相与颗粒相之间的接触表面积也将增大, 颗粒相与气相的热量交换现象更加明显, 使气相温度升高。但通过图 12 发现, 当颗粒相质量分数为 20% 时, 在喷管轴线 15 mm 处, 燃气温度明显升高, 产生这种现象的原因可作如下解释。由于本文所研究的发动机喷管没有收缩段结构, 这种结构设计不可避免导致喷管喉部附近边界层的厚度较大。喷管喉部边界层呈现弧形形状, 由于边界层对气流的扰动作用将产生一系列的压缩波, 压缩波汇聚形成一道弱斜激波, 不同方向的弱斜激波在喷管轴线附近交汇形成一定的区域, 燃气流经此区域压强上升, 速度下降, 形

成局部高压区。固体颗粒相的存在将削弱斜激波交汇区域的范围, 当 Al_2O_3 质量分数为 20% 时, 颗粒质量分数较小, 喷管轴线附近局部高压区域的范围仍然较大。由于高压区域的存在, 颗粒运动到气相高压区前存在减速聚集的现象, 此处颗粒浓度较高, 由于固体颗粒的加热作用, 使此处气相温度明显升高。但当 Al_2O_3 质量分数达到 40% 时, 颗粒相的质量分数较大, 颗粒相的存在会减弱喷管的气相波系结构, 使喷管轴线附近燃气局部高压区的范围缩小, 颗粒聚集现象逐渐减弱, 气相温度不再明显升高。

表 3 给出 Al_2O_3 质量分数分别为 20%、40%

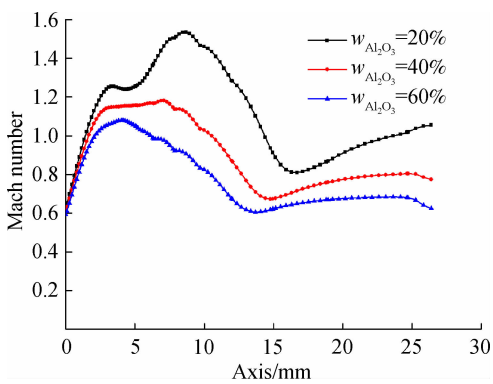


图 11 不同颗粒质量分数的喷管轴线气相马赫数分布

Fig. 11 Gas phase Mach number distributions along the nozzle axis for different particle mass fractions

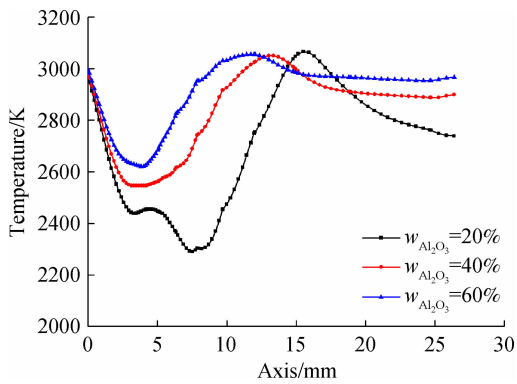


图 12 不同颗粒质量分数的喷管轴线气相温度分布

Fig. 12 Temperature distributions along the nozzle axis for different particle mass fractions

表 3 不同颗粒质量分数的斜切喷管推力

Table 3 Thrusts of angle-cut nozzle for different particle mass fractions

参数	工况			
	纯气相	$w_{\text{Al}_2\text{O}_3}=20\%$	$w_{\text{Al}_2\text{O}_3}=40\%$	$w_{\text{Al}_2\text{O}_3}=60\%$
推力/N	381.61	329.52	294.10	261.25

和 60% 三种工况下,斜切喷管发动机的推力值。由发动机推力计算结果可知,燃气中颗粒相的质量分数越大,喷管中颗粒相的数目也就越多,由于颗粒相的阻力作用,造成的两相流损失就越大,所以推力损失越严重。

3 结 论

本文采用气固两相双流体模型,对火箭发动机斜切喷管内气相与颗粒相之间的相互作用规律进行研究,主要分析颗粒直径、颗粒质量分数变化,对发动机喷管流场特征参量与发动机推力的影响,得到以下结论:

1) 固体颗粒相的存在,确实会对发动机斜切喷管的流场结构产生重要影响。一般情况下,颗粒相对斜切喷管边界处的流场结构影响较小,但对喷管轴线附近核心区域的流场结构影响较大。喷管轴线附近存在一个燃气流动速度较低,温度较高的区域,并且此区域的范围沿着喷管轴线方向逐渐扩大。

2) 在发动机两相流场中,斜切喷管下游壁面附近一般会存在无粒子区域。颗粒直径越小,颗粒在喷管中的分布越均匀,无粒子区域范围越小;而颗粒直径越大,颗粒运动越向喷管轴线方向聚集,无粒子区域越大。并且,颗粒直径越大,其运动速度越小,在喷管中的滞留时间越长。

3) 颗粒相直径的变化会对发动机斜切喷管流场特征参数的分布产生影响,颗粒的加入使得沿喷管轴线方向气相马赫数降低,温度升高。随着颗粒直径的增加,发动机喷管轴线处气相马赫数先减小后增大,燃气温度先增大后减小;发动机推力的变化趋势与马赫数变化趋势相同,但两者并不同时达到极值点。不同颗粒直径条件下,发动机喷管轴线处气相马赫数和温度的变化规律,由颗粒粒径和颗粒在喷管中的滞留时间共同决定,而推力大小由颗粒粒径、颗粒滞留时间和两相之间相互接触区域范围共同决定,导致两者之间的存在差异。

4) 颗粒相质量分数的变化将引起喷管内颗

粒体积分数的变化,颗粒质量分数越大,发动机燃烧室的平均压强值越低,沿喷管轴线方向的气相马赫数越小,燃气温度越高;同时,颗粒质量分数越大,则发动机喷管推力数值越小,喷管两相流损失越大。

参考文献:

[1] CUFFEL R F, BACK L H, MASSIER P F. Transonic flowfield in a supersonic nozzle with small throat radius of curvature[J]. AIAA Journal,1969,7(7):1364-1366.

[2] HWANG C H,CHANG G C. Numerical study of gas-particle flow in a solid rocket nozzle[J]. AIAA Journal,1988,26(6):682-689.

[3] CHANG I S. Three-dimensional two-phase, transonic, canted nozzle flows[J]. AIAA Journal,1988,26(5):790-797.

[4] 黄琳,刘君. 气固两相自由射流的粒子仿真方法[J]. 国防科技大学学报,2002,24(3):9-12.

HUANG Lin,LIU Jun. Study of gas-particle free jets with the particle simulation method[J]. Journal of National University of Defense Technology,2002,24(3):9-12. (in Chinese)

[5] 谈林鹏,张振鹏,赵永忠,等. 长尾喷管中粒子运动轨迹的数值模拟[J]. 航空动力学报,2003,18(2):197-202.

DAN Linpeng,ZHANG Zhenpeng,ZHAO Yongzhong,et al. Numerical study of particle trajectories in a nozzle with a tail pipe[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(2):197-202. (in Chinese)

[6] 李东霞,徐旭,蔡国飙,等. 火箭发动机气体-颗粒两相流双流体模型研究[J]. 固体火箭技术,2005,28(4):238-243.

LIN Dongxie,XU Xu,CAI Guobiao,et al. Research on two-fluid model of gas-particle flow in rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2005,28(4):238-243. (in Chinese)

[7] 于勇,刘淑艳,张世军,等. 固体火箭发动机喷管气固两相流动的数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(4):931-937.

YU Yong,LIU Shuyan,ZHANG Shijun,et al. Numerical simulation of gas-particle flow in nozzle of solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(4):931-937. (in Chinese)

[8] 苗志文,甘晓松,许团委,等. 固体火箭发动机喷管扩张段粒子冲刷流场分析[J]. 固体火箭技术,2017,40(5):562-568.

MIAO Zhiwen,GAN Xiaosong,XU Tuanwei,et al. Particle erosion flow field analysis on nozzle divergent section of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2017,40(5):562-568. (in Chinese)

[9] 刘平安,常浩,王文超,等. 含铝复合推进剂燃烧与流动数值模拟[J]. 固体火箭技术,2017,40(6):698-705.

LIU Pingan,CHANG Hao,WANG Wenchao,et al. Numerical simulation of combustion and flow of the aluminized composite propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2017,40(6):698-705. (in Chinese)

[10] 刘平安,常浩,李树声,等. 含铝复合推进剂分布燃烧数值模拟[J]. 固体火箭技术,2018,41(2):156-162.

LIU Pingan,CHANG Hao,LI Shusheng,et al. Numerical simulation of distributed combustion of the aluminized composite propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2018,41(2):156-162. (in Chinese)

[11] 王元有. 固体火箭发动机设计[M]. 北京:国防工业出版社,1984.

[12] 王守范. 固体火箭发动机燃烧与流动[M]. 北京:北京工业学院出版社,1987.

[13] 张平,孙维申. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京理工大学出版社,1992.

[14] ELGOBASHI S E,ABOU-ARAB T W. A two-equation turbulence model for two-phase flows[J]. Physics of Fluid,1983,26(4):931-938.

[15] YAKHOT V,ORSZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence basic theory[J]. Journal of Scientific Computing,1986,1(1):1-51.

[16] SHIH T H,LIOU W W,SHABBIR A,et al. A new $k-\epsilon$ eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows-model development and validation[J]. Computers Fluids,1995,24(3):227-238.

[17] 张福祥. 火箭燃气射流流体力学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2004.

[18] 杨月诚. 火箭发动机理论基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,2010.

[19] BRENNAN W D,HOVLAND O L,NETZER D W. Measured particulate behavior in a subscale solid propellant rocket motor[J]. Journal of Propulsion and Power,1992,8(5):954-960.

[20] 张胜敏,胡春波,徐义华,等. 固体火箭发动机燃烧室凝相颗粒燃烧特性分析[J]. 固体火箭技术,2010,33(3):256-259.

ZHANG Shengmin,HU Chunbo,XU Yihua,et al. Combustion characteristic analysis on condensed-phase particle in SRM chamber[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2010,33(3):256-259. (in Chinese)

[21] 张胜敏,胡春波,夏盛勇,等. 固体火箭发动机喷管喉部凝相颗粒粒度分布实验[J]. 推进技术,2012,33(2):245-248.

ZHANG Shengmin,HU Chunbo,XIA Shengyong,et al. Experimental investigation on the condensed particles size distribution at SRM nozzle throat[J]. Journal of Propulsion Technology,2012,33(2):245-248. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)