

前后翼型装药结构 SRM 气固两相流动特性

张俊¹, 秦磊¹, 高天宇², 王明华¹, 金沈鑫¹, 高璞清²

(1. 上海海洋大学 工程学院, 上海 201306;

2. 中国航天科工集团有限公司

第六研究院 第 41 研究所, 呼和浩特 010010)

摘 要: 基于可压缩流动强守恒型 Navier-Stokes 方程, 运用颗粒轨道模型 (PTM) 和 shear stress transfer (SST) $k-\omega$ 湍流模型, 采用计算单元内颗粒源法 (PSIC) 进行气固两相耦合计算, 建立了某型前后翼型装药结构固体火箭发动机 (SRM) 工作初期的三维两相内流场数值计算模型。对比分析了纯气相和气固两相条件下的 SRM 内部压强场、速度场、粒子沉积质量浓度和分布规律; 重点研究了 SRM 燃烧室和喷管不同部位的颗粒沉积质量浓度, 并考虑了不同颗粒物粒径、横向及纵向过载等因素的影响。结果表明: 前后翼型装药结构 SRM 工作过程所产生的固体粒子主要集中于药柱前翼、后翼及筒段壁面; 随着颗粒物粒径增加, 各监测面上的粒子沉积质量浓度均升高; 横向过载量与承载面最大颗粒沉积量呈正相关, 且承载面和非承载面的粒子分布不均匀; 随着轴向过载增加, 颗粒物沿过载方向不断积累, 逃逸率升高, 沉积量降低; 过载所引起的颗粒物方向偏转将同时影响燃烧室和喷管壁面的粒子沉积质量浓度, 在前后翼型装药结构 SRM 绝热层设计中应充分考虑。

关 键 词: 固体火箭发动机; 两相流; 前后翼结构; 飞行过载; 粒子直径; 粒子沉积质量浓度

中图分类号: V435⁺.1; TJ011

文献标志码: A

Gas-solid two-phase flow characteristics of SRM propellant with front and rear wings

ZHANG Jun¹, QIN Lei¹, GAO Tianyu², WANG Minghua¹,

JIN Shenxin¹, GAO Puqing²

(1. College of Engineering Science and Technology,

Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;

2. The 41st Institute of the Sixth Academy of China Aerospace

Science and Industry Corporation Limited, Hohhot 010010, China)

Abstract: Based on the Navier-Stokes equation with strong conservation of compressible flow, the particle trajectory model (PTM) and shear stress transfer (SST) $k-\omega$ turbulence model were applied to calculate the gas-solid two-phase coupling by using the particle source method (PSIC) in the computational unit, and the three-dimensional two-phase flow field numerical calculation model of a type of solid rocket motor (SRM) with front and rear wings propellant at the ignition was established. The pressure field, velocity field, particle deposition mass concentrations and distributions under single-phase and two-phase conditions were compared and analyzed. The particle deposition mass concentrations in different parts of SRM combustion chamber and

收稿日期: 2021-04-02

基金项目: 国家自然科学基金 (51775329); 上海海洋大学科技发展专项基金 (A2-2006-20-200210)

作者简介: 张俊 (1983—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事计算流体动力学的研究。

引用格式: 张俊, 秦磊, 高天宇, 等. 前后翼型装药结构 SRM 气固两相流动特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 664-672. ZHANG Jun, QIN Lei, GAO Tianyu, et al. Gas-solid two-phase flow characteristics of SRM propellant with front and rear wings[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 664-672.

nozzle were studied, and the effects of different particle sizes, transvers and axial overloads were considered. The results showed that the solid particles produced by the front and rear wing SRM were mainly concentrated around the front wing, rear wing and the wall of the cylinder. With the increase of particle size, the particle deposition mass concentration on each monitoring surface increased. The transverse overload was positively correlated with the maximum particle deposition on the bearing surface, and the particle distribution on the bearing surface and the non-bearing surface was uneven. With the increase of axial overload, particles accumulated continuously along the overload direction, the escape rate increased, and the deposition decreased. The particle direction deflection caused by overload could affect the particle deposition mass concentration on the wall of combustion chamber and nozzle at the same time, which should be fully considered in the design of SRM insulation layer with front and rear wings charge propellant.

Key words: solid rocket motor; two-phase flow; front and rear wing structure; flight overload; particle diameter; particle deposition mass concentration

固体火箭发动机(SRM)主要用作导弹、火箭弹、探空火箭以及航天器发射和飞机起飞的助推发动机。SRM药柱是由推进剂与少量添加剂制成的中空结构,其截面形状有圆形、星形、翼形等^[1-3]。药柱燃烧产生的金属氧化物颗粒可抑制燃烧室的不稳定燃烧,改善SRM的工作性能^[4-7],但是高温粒子由于受到SRM内部结构和飞行过载等因素的影响会冲蚀燃烧室,恶化绝热层的工作环境,甚至导致SRM局部烧穿等严重情况^[8-13]。因此,掌握SRM的气固两相流动特性是其绝热结构设计的关键,具有极为重要的科学意义和应用价值。

国内外针对SRM内流场及热防护技术的研究主要集中在普通药柱结构的燃烧室冲蚀和喷管绝热层工作环境恶化。Cortopassi等人^[14]通过研究喷管处的烧蚀问题,提出了一种喷管设计方案,并成功预测了喷管壁面的烧蚀率。Acharya等人^[15]研究了在不同压强下金属和非金属推进剂对喷管的冲蚀率,提出了石墨喷管冲蚀最小化的理论模型和计算方法。Chaturvedi等人^[16]通过计算流体动力学(CFD)数值模拟SRM两相内流场,着重分析了粒子质量浓度和分布规律,研究表明燃烧室的颗粒沉积量以及熔渣池深度随时间增加而增大。Shimada等人^[17]研究了星型装药结构气固两相流场特性,研究表明星型槽内的湍流/涡结构会影响燃气流动,从而导致喷管内的烧蚀不均匀。Qin等人^[18]采用设计流道的小型SRM试验研究了低速高颗粒质量浓度两相射流对绝热试片的冲蚀,发现了热力学性能较好的绝热材料。Guan等人^[19]设计了一种多功能试验机,并使用X光实

时采集沉积演化图像并测量沉积热流,得到了特定绝缘材料的表面烧蚀率。何国强等人^[20-21]提出了一种SRM内流场计算方法,分析了推进剂含铝量对绝热层冲蚀的影响。淡林鹏等人^[22]利用颗粒轨道模型对长尾喷管两相流场进行了模拟,研究了颗粒与壁面完全弹性碰撞和非弹性碰撞情况下的粒子运动轨迹。李越森等人^[23]研究了大长细比SRM三维两相内流场,分析了横向和纵向加速度载荷对SRM燃烧室内粒子场和聚集带的影响。于勇等人^[24]提出在SRM热防护设计中应以两相流温度为热边界条件。陈福振等人^[25]模拟研究了发动机直径为315 mm试验发动机过载条件下的两相流场,发现在承载方向药柱通道出口处推进剂表面粒子聚集度最大,造成对侧面绝热层的冲刷。王立武等人^[26]通过地面旋转模拟过载试验系统,分析了在不同过载条件下喷管喉衬材料的抗烧蚀能力。张俊等人^[27]研究了柔性喷管后翼装药结构SRM的内流场特性,重点分析了喷管无摆动和摆动两种状态下的发动机内流场变化特性。

综上,国内外针对SRM气固两相流进行了大量研究,但对于药柱是前后翼型的SRM内流场研究较少。本文以某型号前后翼装药结构SRM为研究对象,采用计算单元内颗粒源法(PSIC)对其内流场进行气固耦合数值模拟,重点研究了SRM燃烧室和喷管不同部位的粒子质量浓度变化规律,并考虑了不同颗粒物粒径、横向和轴向过载的影响。得到了SRM工作初期的内部压强场、速度场以及粒子沉积分布特性,分析了在不同位置以及不同过载情况下的粒子沉积质量浓度分布规律。

1 计算方法

1.1 控制方程

为简化问题,根据国内外相关研究作如下假设^[28]:不考虑两相流各组元间的化学反应;不考虑固相和气相间的热量交换;近似认为粒子与壁面发生弹性碰撞,碰撞后切向和法向速度的恢复系数均为 0.8^[29],不考虑固相粒子的破碎和燃烧。控制方程采用可压缩流动强守恒型 Navier-Stokes (N-S) 方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \\ \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} + S \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^{-1}$, ρ 为燃气密度, u 、 v 、 w 分别为燃气速度分量; e 为流体单位体积总能量; F 、 G 、 E 为惯性力矢通量; F_v 、 G_v 、 E_v 为黏性力矢通量。考虑飞行过载及气相与颗粒相动量交换,加入源项 S 。

$$S = \begin{cases} \rho_p a_x + \frac{1}{V} \sum N_p \frac{F_p}{|V - V_p|} (u_p - u) \\ \rho_p g + \frac{1}{V} \sum N_p \frac{F_p}{|V - V_p|} (v_p - v) \\ \rho_p a_z + \frac{1}{V} \sum N_p \frac{F_p}{|V - V_p|} (w_p - w) \end{cases} \quad (2)$$

式中 ρ_p 为固相粒子的密度; a_x 和 a_z 分别为 x 和 z 方向的加速度; g 为重力加速度; V 为燃气速度; V_p 为固相粒子的速度; F_p 为固相粒子受到的拖曳力; N_p 代表单个计算粒子所代表的物理粒子数; V 为网格体积; 下标“p”表示固相。

1.2 湍流模型

湍流模型采用 shear stress transfer (SST) $k-\omega$ 两方程模型,该模型考虑了湍流切应力传输,能够精确预测流动开始和负压梯度下流体的分离量,适用于逆压变化梯度比较大的流动情况,可应用于流场的黏性内层,但不会对涡流黏度造成过度预测,特别适合描述边界层区域的复杂流动现象^[27]。

1.3 颗粒轨道模型

燃气相作为连续相,其运动特性采用 N-S 控制方程进行描述。SRM 工作过程中产生的颗粒体积占比小于 10%,可不考虑颗粒物之间的相互作用以及颗粒相对气相的影响。固相通过颗粒轨道模型追踪粒子轨迹进行求解,气相和固相间的作用力采用拖曳力模型描述。颗粒轨道模型

(PTM) 满足动量守恒定理:

$$m_p \frac{dN_p}{dt} = F_o + F_g + F_p \quad (3)$$

式中 m_p 为固相粒子质量; F_o 、 F_g 分别为固相粒子所受过载力和重力,过载力和拖曳力的表达式:

$$F_o = m_p \sqrt{a_x^2 + g^2} \quad (4)$$

$$F_p = \frac{\pi}{8\rho d_p^2 C |V - V_p| (V - V_p)} \quad (5)$$

拖曳系数 C 的表达式:

$$C = \begin{cases} \frac{24}{Re_p} (1 + Re_p^{2/3}) & Re_p \leq 1000 \\ 0.424 & Re_p > 1000 \end{cases} \quad (6)$$

粒子运动轨迹方程:

$$T_p = T_p^0 + \int_{t_0}^{t+\Delta t} V_p dt \quad (7)$$

式中 Re_p 为雷诺数; d_p 表示颗粒相粒子直径; T_p^0 为固相粒子的初始位置; t 为时间。

1.4 气固耦合计算方法

燃气相和颗粒相的耦合计算采用 PSIC, 即计算单元内颗粒源项算法。该方法的计算步骤是: 首先求解气相的压强、速度、温度等; 再计算颗粒轨道以及颗粒速度、温度等, 最后将颗粒相代入气相方程再次求解, 反复此过程循环迭代, 直至收敛。为提高计算精度, 动量、湍动能和湍动能耗散率都选择二阶迎风格式, 收敛精度为 10^{-5} 。

2 计算模型

2.1 边界条件

根据模型的轴对称性, 取 1/2 模型作为计算域, 选取 SRM 点火建压工作初期工况进行数值模拟。根据该型 SRM 的设计参数给定药柱初始燃面的质量流量, 并设置燃面为质量流量入口, 喷管出口设置为压强出口; 对称面设置为轴对称边界, 其余边界面设为标准绝热壁面。图 1 为几何模型及边界条件。

2.2 网格无关性验证

采用六面体结构化网格划分法, 为了提高前后翼部位的网格质量, 建立虚拟拓扑并在网格交接处采用网格交接面, 在贴近壁面区域添加边界层网格, 流场模型的网格数量为 5.4×10^5 , 网格质量为 0.904 5, 图 2 为网格模型。

分别取三组网格数量为 5.4×10^5 、 6.7×10^5 和 1.02×10^6 进行网格无关性验证。轴线上压强和速度的计算结果如图 3 所示, 计算结果说明流场网格数量为 5.4×10^5 时能够达到计算要求。

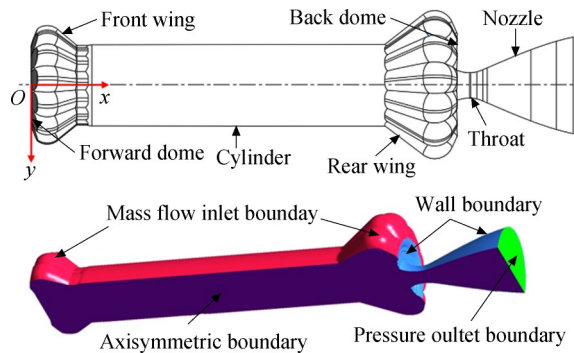


图 1 几何模型及边界条件
Fig.1 Geometric model and boundary conditions



图 2 网格模型
Fig.2 Grid model

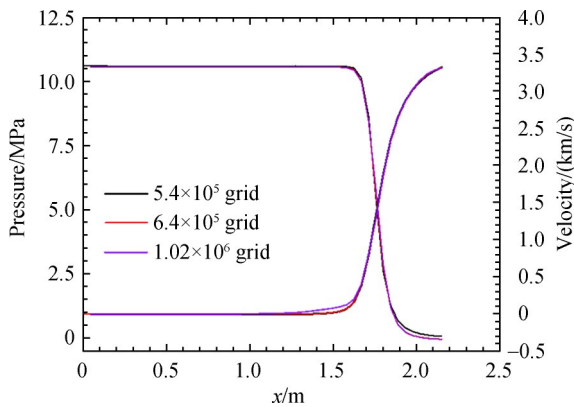


图 3 网格无关性验证
Fig.3 Grid independence verification

2.3 计算数据

燃气相和颗粒相的物性参数取值见表 1。

表 1 计算数据

Table 1 Calculation data

参数	数值
燃烧室总温/K	3 550
质量流量/(kg/s)	8.0
比定压热容/(kJ/(kg·K))	3.476 5
气体常数/(kg/m ³)	0.423
推进剂密度/(kg/m ³)	1 800
平均工作压力/MPa	10.0
燃气平均摩尔质量/(kg/mol)	0.019 65
颗粒物平均摩尔质量/(kg/mol)	0.308 7
颗粒物密度/(kg/m ³)	3 013
颗粒物比热容/(kJ/(kg·K))	1 437

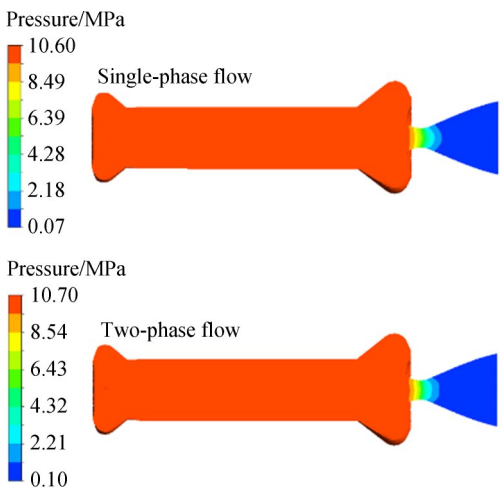
将燃气相定义为理想可压缩气体,其热导率按照动能平衡理论计算。颗粒物为铝氧化物,其流入方向沿质量流量入口边界法线方向。

3 结果分析

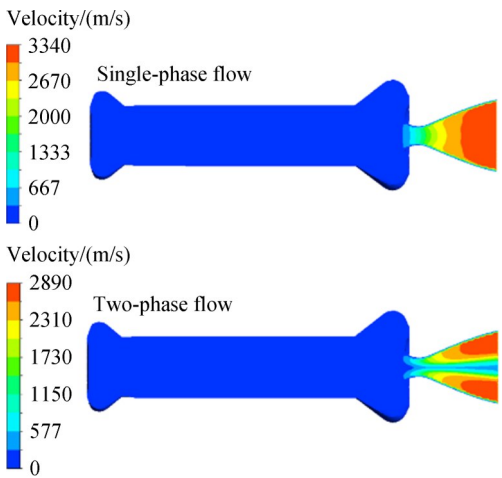
3.1 压强与速度场

对前后翼结构 SRM 进行单相流求解,并在相同初始条件下,加入粒径为 30 μm 的粒子进行两相流计算。图 4 为单相流和两相流的计算结果,其中图 4(a)为压强分布云图;图 4(b)为速度分布云图;图 4(c)为内流场轴线上的速度曲线。

结果表明纯气相流和气固两相流的内流场压强分布区别不明显。这是由于气体通过分子热运动贡献压强,而颗粒通过布朗运动贡献压强,并且所贡献的压强值随颗粒粒径增大而迅速减小。相关研究指出^[12]:若颗粒物贡献 1% 以上的压强,颗粒半径要小于 $4.04 \times 10^{-4} \mu\text{m}$ 。文中所添加的颗



(a) 压强分布云图



(b) 速度分布云图

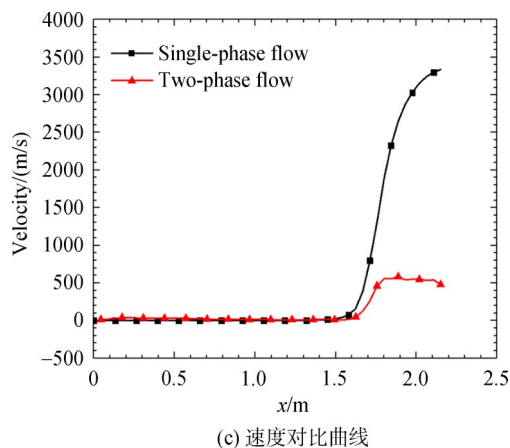


图 4 单相流和两相流的对比结果

Fig.4 Comparison of single-phase flow and two-phase flow

颗粒物粒径均大于 $10\text{ }\mu\text{m}$, 因此, 颗粒相对流场贡献的压强可忽略。由图 4(c) 可以看出, 考虑颗粒相时, 喷管处的速度明显减小。在纯气相条件下, 喷管轴线出口处的速度峰值达 $3\,340\text{ m/s}$, 而气固两相流场的速度较低, 喷管轴向上的最大速度仅为 500 m/s 。由于燃烧室和喷管中的颗粒物会随燃气流高速流动, 但颗粒物的随流性差, 在喷管收敛段将会出现大量的滞后粒子, 从而对高速两相射流产生了阻碍作用, 颗粒物粒径和沉积质量浓度越高, 这种影响越明显。

3.2 颗粒粒径对沉积分布的影响

药柱燃烧产生的固体氧化物颗粒大小各异, 对发动机各个部位的影响也不同。因此本文在空载情况下对不同粒径大小的颗粒在 SRM 轴线上的沉积进行了研究。如图 5 给出了在颗粒相粒径 d_p 分别为 $10\text{ }\mu\text{m}$ 、 $30\text{ }\mu\text{m}$ 、 $50\text{ }\mu\text{m}$ 、 $80\text{ }\mu\text{m}$ 、 $100\text{ }\mu\text{m}$ 、 $120\text{ }\mu\text{m}$ 时 SRM 轴线

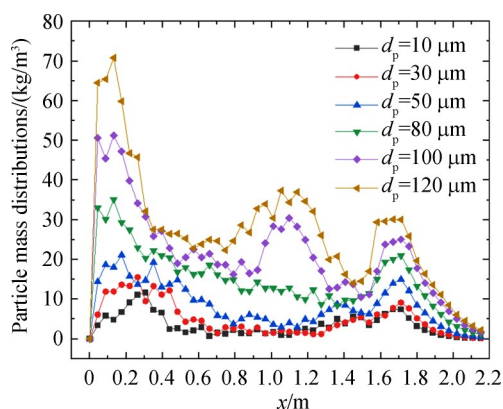


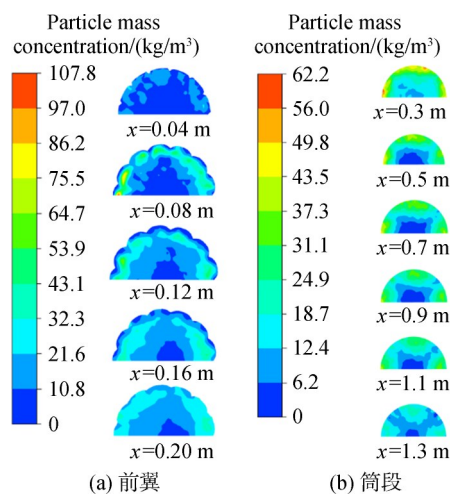
图 5 不同粒径颗粒在不同位置的粒子沉积质量浓度分布规律

Fig.5 Particle deposition mass concentration distributions of different particle diameters at different locations

上的粒子沉积分布规律。

结果表明: 随着颗粒物的粒径增加, SRM 轴线上的粒子沉积现象越来越明显。当颗粒物直径分别为 $10\text{ }\mu\text{m}$ 、 $30\text{ }\mu\text{m}$ 、 $50\text{ }\mu\text{m}$ 、 $80\text{ }\mu\text{m}$ 四种情况下, 粒子沉积质量浓度出现了两个峰值, 分别位于前翼和后翼部位; 当颗粒物直径为 $100\text{ }\mu\text{m}$ 、 $120\text{ }\mu\text{m}$ 两种情况下, 颗粒质量沉积质量浓度出现了三个峰值, 第三个峰值出现在筒段后半部。这是由于随着颗粒直径增大, 部分颗粒在伴随燃气流动时由于喷管收缩段截面面积较小被滞留在燃烧室中, 从而产生了大量沉积粒子, 在前后翼型装药结构的 SRM 绝热结构设计中应重点关注。

为了揭示前后翼型结构 SRM 的两相流粒子沉积分布规律, 以横向过载为 $10g$ 、粒子直径为 $30\text{ }\mu\text{m}$ 为例对比分析。图 6(a) 为距前封头 0.04 m 、 0.08 m 、 0.12 m 、 0.16 m 、 0.20 m 的五个不同前翼截面上的粒子沉积分布云图; 图 6(b) 为距前封头 0.3 m 、 0.5 m 、 0.7 m 、 0.9 m 、 1.1 m 、 1.3 m 的六个不同筒段截面上的粒子沉积分布云图; 图 6(c) 为距前封头 1.42 m 、 1.47 m 、 1.52 m 、 1.57 m 、 1.62 m 、 1.67 m 的六个不同后翼截面上的粒子沉积分布云图; 图 6(d) 为距前封头 1.70 m 、 1.72 m 、 1.74 m 、 1.76 m 、 1.78 m 、 1.80 m 、 1.82 m 的七个不同喷管截面上的粒子沉积分布云图。结果表明: 在前翼曲率变化较小的凹槽附近有大量粒子沉积, 粒子沉积质量浓度最高达到 107.8 kg/m^3 ; 后翼的凹槽附近的粒子沉积质量浓度也相对较高, 但最高粒子沉积质量浓度出现在后翼中间位置, 且仅为前翼的最高粒子沉积质量浓度的 37.8% ; 筒段位置的粒子主要分布在壁面处, 其轴线附近的粒子沉积质量浓度较低; 喷管处的最高粒子沉积质量浓度仅为 8.3 kg/m^3 , 要远远低于其他部位, 此外,



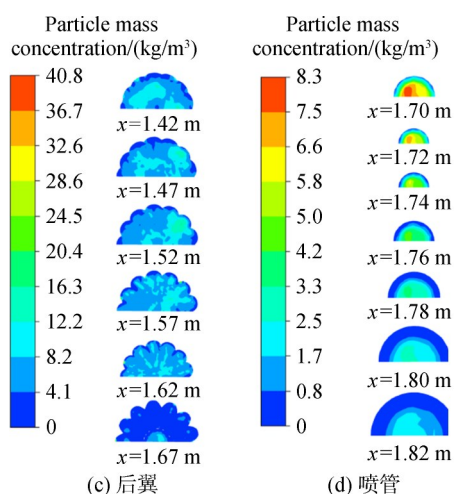


图6 不同截面上的粒子沉积质量浓度分布云图

Fig.6 Particle deposition mass concentration distributions on different sections

喷管收缩段的壁面存在颗粒沉积,而在喷管扩张段的壁面粒子沉积质量浓度偏低,故影响相对较小。综上,前后翼型装药结构SRM工作过程中产生的粒子沉积主要集中于药柱前后翼和筒段壁面部位。

3.3 横向过载对粒子沉积分布的影响

为了揭示横向过载对前后翼型结构SRM两相流粒子沉积分布的影响,以粒子直径为 $30\text{ }\mu\text{m}$,轴向过载 G_x 取 $0g$,横向过载 G_y 分别取 $10g$ 、 $20g$ 、 $30g$ 、 $40g$ 四种工况对比分析,计算结果见图7。

在考虑横向过载条件下,喷管横截面上中心部分的粒子分布较密,而在四周分布较少,这一结论与图6(d)不同截面上的粒子沉积质量浓度分布云图类似。大部分颗粒物在承载面聚集,而喷管壁面上的粒子沉积质量浓度较低,说明粒子通过喷管喉部后不会撞击喷管壁面,而是随燃气流一起从喷管出口处逃逸;此外,随着横向过载不断增大,在过载方向上,燃烧室前翼、后翼、筒段区域的颗粒物与壁面的碰撞频率增大,粒子随流性降低,沉积质量浓度升高。

图8为承载面粒子最高沉积质量浓度和不同横向过载之间的关系。结果表明:承载面最大粒子沉积质量浓度和横向过载量呈正相关,且增长速度越来越快,当横向过载为 $40g$ 时,粒子沉积质量浓度达到峰值 277.1 kg/m^3 。

图9为横向过载为 $10g$,承载面母线和非承载面母线上的粒子沉积质量浓度对比图。结果表明:承载面母线上的粒子沉积质量浓度较高,在前

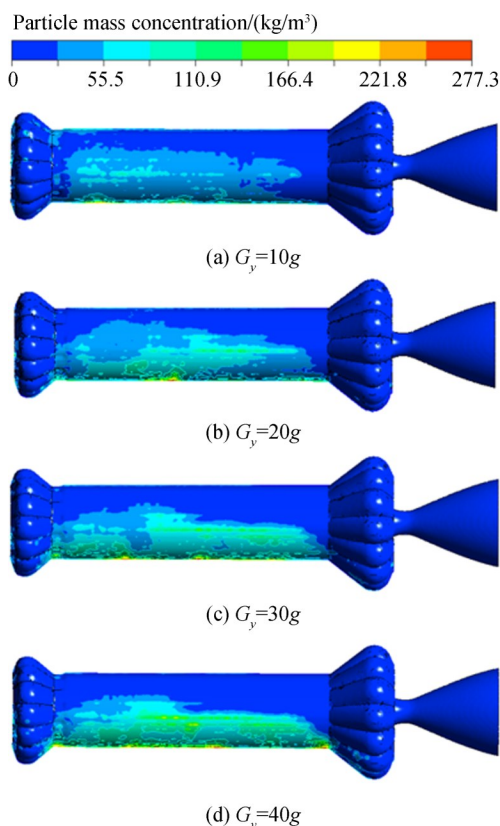


图7 不同横向过载下的粒子沉积质量浓度分布云图

($G_x = 0g$)

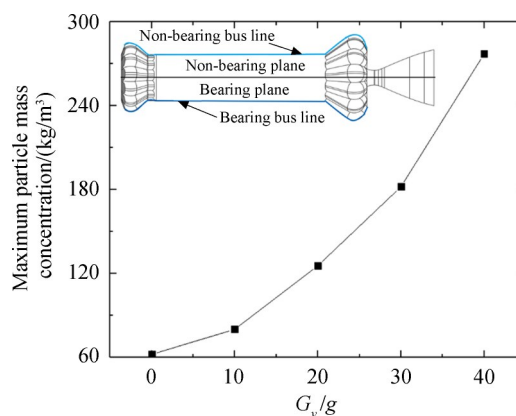
Fig.7 Particle deposition mass concentration distributions at different transverse overloads ($G_x = 0g$)

图8 承载面粒子最高沉积质量浓度和不同横向过载之间的关系

Fig.8 Relations between transverse overloads and maximum particles deposition mass concentrations on bearing surface

翼后端,粒子沉积质量浓度达到第一个峰值 (69.14 kg/m^3);此外,在燃烧室筒段,粒子沉积质量浓度均保持在 ($50\sim 80\text{ kg/m}^3$) 之间,而在后翼前端,出现另一个峰值 (58.32 kg/m^3)。在非承载面的母线上,粒子沉积质量浓度的同样呈先上升

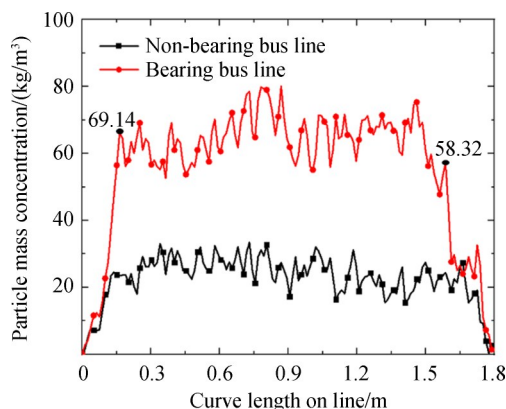


图9 承载面母线和非承载面母线上粒子沉积质量浓度
Fig.9 Particle deposition mass concentration on bearing bus line and non-bearing bus line

后平稳最后下降趋势,但最大粒子沉积质量浓度仅为承载面的 38%。

3.4 轴向过载对粒子沉积分布的影响

为了揭示轴向过载对前后翼型结构 SRM 两相粒子沉积分布的影响,以粒子直径 $30\text{ }\mu\text{m}$,横向过载 G_y 取 $0g$,轴向过载 G_x 分别取 $10g$ 、 $20g$ 、 $30g$ 、 $40g$ 四种工况对比分析。

图 10 为对称面不同轴向过载下的颗粒物沉

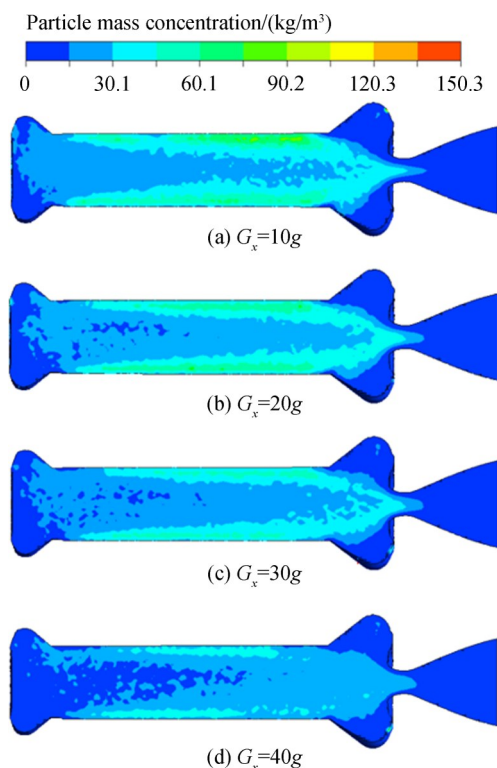


图 10 不同轴向过载下的粒子沉积质量浓度分布云图
($G_y = 0g$)

Fig.10 Particle deposition mass concentration distributions at different axial overloads ($G_y = 0g$)

积分分布云图。结果表明:在考虑轴向过载条件下,大部分颗粒物沉积在燃面的筒段,而在前翼、后翼以及喷管壁面的粒子沉积质量浓度相对较低;随着轴向过载不断增加,颗粒物沿过载方向集聚;当 $G_x = 40g$ 时,前翼及筒段前部的粒子沉积质量浓度明显低于其他情况。

图 11 为不同轴向过载下的 SRM 轴线上的粒子沉积质量浓度分布曲线。结果表明:粒子沉积质量浓度沿轴线方向先急剧增长,然后稳定增长,但在该部位存在上下波动情况;过载量越小,波动越大,最后在喷管收缩段急剧下降,但在喷管扩张段,由于截面不断变化而导致下降速率减小;在不同轴向过载情况下,SRM 后翼的粒子沉积质量浓度均大于前翼的粒子沉积质量浓度;在不同轴向过载情况下,粒子沉积质量浓度的峰值均出现在喷管收缩段前端,当 $G_x = 10g$ 时,最高粒子沉积质量浓度为 39.82 kg/m^3 ,聚集的大量粒子会对绝热层产生极大冲刷和烧蚀作用;随着轴向过载不断增大,颗粒物的逃逸率逐渐增大,沉积量逐渐减小,当 $G_x = 40g$ 时,最高粒子沉积质量浓度仅为 27.32 kg/m^3 。

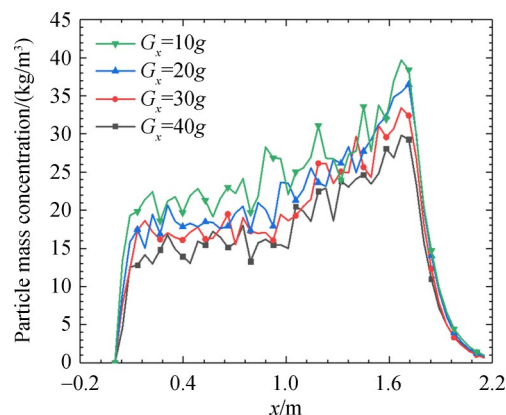


图 11 不同轴向过载的粒子在轴线上的沉积质量浓度分布 ($G_y = 0g$)

Fig.11 Particle deposition mass concentration distributions on axis at different axial overloads ($G_y = 0g$)

4 结 论

1) 在不考虑颗粒相的条件下,SRM 燃烧室后翼部位的燃气压强下降、速度增加。加入颗粒物后,压强分布无明显变化,但速度场从后翼位置开始直到喷管出口均小于纯气相场。这是由于燃烧室和喷管中的颗粒物随燃气高速流动,但颗粒物的随流性差,在喷管收敛段将出现大量滞后粒

子,对两相射流产生阻碍作用。

2) 颗粒物粒径对SRM内流场的粒子沉积分布影响较大。当粒径较小时,颗粒沉积峰值质量浓度出现在前翼和后翼部位,随着粒径增大,不同部位的沉积量均升高,尤其筒段壁面处的沉积质量浓度变化较大,在前后翼装药结构SRM绝热结构设计中应重点关注。

3) SRM工作过程中受到的横向过载与承载面的最大颗粒沉积量呈正相关,过载量越大,前翼、后翼、筒段区域的颗粒物与壁面的碰撞频率增大,粒子沉积质量浓度升高。承载面和非承载面的粒子分布不均匀,大量颗粒物在承载面集聚,将随着燃气流一起从喷管出口逃逸,使得喷管壁面上的粒子沉积质量浓度较低。

4) 在轴向过载条件下,粒子沉积质量浓度沿轴线方向先急剧增长,然后波动升高,最后在喷管收缩段急剧下降。大部分颗粒物沉积在燃面筒段,而在前翼、后翼以及喷管壁面的颗粒沉积质量浓度相对较低。随着轴向过载不断增加,粒子逃逸率增大,沉积量减小。

参考文献:

- [1] 田维平,王立武,王伟. 固体火箭发动机技术发展和面临的关键技术问题[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(1):4-8.
TIAN Weiping, WANG Liwu, WANG Wei. Solid rocket engine technology development and key technical problems[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(1):4-8. (in Chinese)
- [2] 杨毅强. 国外固体运载火箭技术的新进展与启示[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(5):569-572, 582.
YANG Yiqiang. New progress and enlightenment of solid rocket technology abroad[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(5):569-572, 582. (in Chinese)
- [3] 王宁飞,张峤,李军伟,等. 固体火箭发动机不稳定燃烧研究进展[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6):1405-1414.
WANG Ningfei, ZHANG Qiao, LI Junwei, et al. Research progress on unstable combustion of solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6):1405-1414. (in Chinese)
- [4] 张承志,李江,刘洋,等. 颗粒冲刷条件对绝热材料烧蚀过程的影响研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(2):200-205.
ZHANG Chengzhi, LI Jiang, LIU Yang, et al. Effect of particle erosion conditions on ablation process of insulation materials[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(2):200-205. (in Chinese)
- [5] 王宁飞,苏万兴,李军伟,等. 固体火箭发动机中铝粉燃烧研究概述[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1):61-66.
WANG Ningfei, SU Wanxing, LI Junwei, et al. Overview of research on combustion of aluminum powder in solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(1):61-66. (in Chinese)
- [6] 彭维康,赵晓尧,李子妍,等. 管状火焰燃烧器中高氧气浓度丙烷燃烧特性[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(1):218-223.
PENG Weikang, ZHAO Xiaoyao, LI Ziyao, et al. Combustion characteristics of propane with high oxygen concentration in tubular flame burners[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(1):218-223. (in Chinese)
- [7] 李艺,郭晓燕,杨荣杰,等. 铝/有机氟化物复合物对含铝HTPB推进剂燃烧性能的影响[J]. 火炸药学报, 2016, 39(6):74-79.
LI Yi, GUO Xiaoyan, YANG Rongjie, et al. Effect of aluminum/organic fluoride compound on combustion performance of HTPB propellant containing aluminum[J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 2016, 39(6):74-79. (in Chinese)
- [8] 崔立堃. 过载状态下固体火箭发动机内流场数值计算[J]. 战术导弹技术, 2017(3):98-103.
CUI Likun. Numerical calculation of internal flow field of solid rocket motor under overload condition[J]. Tactical Missile Technology, 2017(3):98-103. (in Chinese)
- [9] 李江,何国强,陈剑,等. 高过载条件下绝热层烧蚀实验方法研究(II)收缩管聚集法[J]. 推进技术, 2004, 25(3):196-198.
LI Jiang, HE Guoqiang, CHEN Jian, et al. Experimental method of thermal insulation ablation under high overload (II) shrinkage tube aggregation method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3):196-198. (in Chinese)
- [10] 王立武,赵朝坤,田维平,等. 过载对固体发动机凝相粒子运动的影响分析[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(5):874-879.
WANG Liwu, ZHAO Chaokun, TIAN Weiping, et al. Analysis of the influence of overload on the motion of solid engine condensate particles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5):874-879. (in Chinese)
- [11] 苏万兴,李世鹏,张峤,等. 某固体火箭发动机工作末期不稳定燃烧[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10):2376-2383.
SU Wanxing, LI Shipeng, ZHANG Qiao, et al. The unstable combustion of a solid rocket motor at the end of work[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10):2376-2383. (in Chinese)
- [12] 郭颜红,梁晓庚,陈斌. 大过载下固体火箭发动机内弹道计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10):1944-1948.
GUO Yanhong, LIANG Xiaogeng, CHEN Bin. Interior ballistic calculation of solid rocket motor under heavy overload[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10):1944-1948. (in Chinese)
- [13] 常桁,王一白,刘宇,等. 固体火箭发动机碳基材料喷管机械侵蚀特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3):756-762.
CHANG Heng, WANG Yibai, LIU Yu, et al. Mechanical erosion characteristics of solid rocket motor carbon-based material nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3):756-762. (in Chinese)
- [14] CORTOPASSI A, BOYER E, KUO K. A subscale solid

- rocket motor for characterization of submerged nozzle erosion [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2006, 134(4):234-252.
- [15] ACHARYA R, KUO K K. Effect of pressure and propellant composition on graphite rocket nozzle erosion rate [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(6):1242-1254.
- [16] CHATURVEDI A K, KMMAR S, CHAKRABORTY D. Slag prediction in submerged rocket nozzle through two-phase CFD simulations [J]. *Defence Science Journal*, 2015, 65(2):99-106.
- [17] SHIMADA T, SEKIGUCHI M, SEKINO N. Flow inside a solid rocket motor with relation to nozzle inlet ablation [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(6):1324-1332.
- [18] QIN F, PENG L N, LI J, et al. Numerical simulations of multiscale ablation of carbon/carbon throat with morphology effects [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(10):3476-3485.
- [19] GUAN Yiwen, LI Jiang, LIU Yang, et al. Deposits evolution and its heat transfer characteristics research in solid rocket motor [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 184(10):1359-4311.
- [20] 何国强, 王国辉, 蔡体敏, 等. 高过载条件下固体发动机内流场及绝热层冲蚀研究 [J]. *固体火箭技术*, 2001, 24(4):4-8. HE Guoqiang, WANG Guohui, CAI Timin, et al. Study on flow field and adiabatic erosion in solid engine under high overload conditions [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2001, 24(4):4-8. (in Chinese)
- [21] 何国强, 王国辉, 蔡体敏, 等. 过载条件下固体发动机内流场数值模拟 [J]. *推进技术*, 2002, 23(3):182-185. HE Guoqiang, WANG Guohui, CAI Timin, et al. Numerical simulation of flow field in solid engine under overload [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(3):182-185. (in Chinese)
- [22] 淡林鹏, 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):258-263. DAN Linpeng, ZHANG Zhenpeng, ZHAO Yongzhong, et al. Numerical simulation of particle trajectory in long tail nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(2):258-263. (in Chinese)
- [23] 李越森, 叶定友. 高过载下固体发动机内 Al_2O_3 粒子运动状况的数值模拟 [J]. *固体火箭技术*, 2008, 31(1):24-27. LI Yuesen, YE Dingyou. Numerical simulation of Al_2O_3 particle motion in solid engine under high overload [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2008, 31(1):24-27. (in Chinese)
- [24] 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-solid two-phase flow in solid rocket motor nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(4):931-937. (in Chinese)
- [25] 陈福振, 强洪夫, 高巍然, 等. 固体火箭发动机内气粒两相流动的 SPH-FVM 耦合方法数值模拟 [J]. *推进技术*, 2015, 36(2):175-185. CHEN Fuzhen, QIANG Hongfu, GAO Weiran, et al. Numerical simulation of gas-particle two-phase flow in solid rocket motor by SPH-FVM coupling method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(2):175-185. (in Chinese)
- [26] 王立武, 田维平, 郭运强, 等. 典型喉衬材料抗过载烧蚀性能的实验研究 [J]. *推进技术*, 2020, 41(10):2367-2373. WANG Liwu, TIAN Weiping, GUO Yunqiang, et al. Experimental study on overload ablation resistance of typical throat lining materials [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10):2367-2373. (in Chinese)
- [27] 张俊, 田中旭, 许哲, 等. 柔性喷管 SRM 三维两相内流场数值模拟 [J]. *弹道学报*, 2018, 29(4):76-80. ZHANG Jun, TIAN Zhongxu, XU Zhe, et al. Simulation on 3d two-phase inner flow field for flexible-nozzle SRM [J]. *Journal of Ballistics*, 2018, 29(4):76-80. (in Chinese)
- [28] 张俊, 高天宇, 高璞清, 等. 固体火箭发动机工作末期的内流场数值计算 [J]. *弹箭与制导学报*, 2018, 38(3):58-62. ZHANG Jun, GAO Tianyu, GAO Puqing, et al. Simulation of inner flow fields at end of burning in SRM [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2018, 38(3):58-62. (in Chinese)
- [29] 刘长猛, 余贞勇, 李侃, 等. 飞行过载下燃烧室凝相粒子沉积特征数值研究 [J]. *固体火箭技术*, 2017, 40(3):302-306. LIU Changmeng, YU Zhenyong, LI Kan, et al. Numerical study on deposition characteristics of condensed phase particles in combustion chamber under flight overload [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2017, 40(3):302-306. (in Chinese)

(编辑:陈越)