

固体火箭发动机喷管扩散段破损流场仿真研究

秦彦君, 郑士振, 周逃林, 赵 闻
(国营长虹机械厂, 广西 桂林 541002)

摘要: 为获取某型带长尾管的固体火箭发动机在工作过程中扩散段不同破损程度对其性能影响规律和影响机理, 采用 CFD 方法对其进行建模仿真分析, 通过对比不同破损程度下的流场分布和推力变化, 揭示了该型发动机喷管扩散段破损对其流场和性能的影响规律; 研究发现, 气体从缺口处流出部分在轴向截面上基本呈扇形, 在扇形弧线和半径相交处存在角结构; 流场等值面可以分为缺口处等值面、非缺口处等值面和两者之间相互作用等值面三部分; 喷管在扩散段端口破损后会对下游流场产生影响, 对上游流场影响非常小; 随着扩散段端口缺口的增大, 喷管推力方向与喷管轴线夹角逐渐增大。

关键词: 固体火箭发动机; 数值仿真; CFD 方法; 喷管破损; 扩散段; 流场

Numerical Study of Damaged Flow Field In The Nozzle Diffusion Section of Solid Rocket Motor

QIN Yanjun, ZHENG Shizhen, ZHOU Taolin, ZHAO Wen
(State-run Changhong Machinery Plant, Guilin 541002, China)

Abstract: In order to obtain the impact law and mechanism of different degrees of damage in the diffusion section of a certain type of solid rocket motor with a long tail pipe on its performance during operation, CFD method was used to model and simulate it. By comparing the flow field distribution and thrust changes under different degrees of damage, the impact law of nozzle diffusion section damage on the flow field and performance of this type of engine was revealed; Studies have found that the outflow of gas from the gap is basically fan-shaped in the axial section, and there is an angular structure at the intersection of the fan-shaped arc and radius. The isosurface of the flow field can be divided into three parts: the isosurface of the gap, the isosurface of the non-gap and the isosurface of the interaction between them. When the nozzle is damaged in the diffusion section, the downstream flow field will be affected, and the upstream flow field will be very small. With the increase of the gap at the end of the diffusion section, the angle between the thrust direction and the nozzle axis increases continuously.

Keywords: solid rocket motor; numerical simulation; CFD method; nuzzle failure; diffusion section; flow field

0 引言

喷管是固体火箭发动机的重要组成部分, 是通过改变管段内壁几何形状实现加速气流的一种装置。常见的喷管从形状上大致分为两种: 一种是渐缩形的, 另一种是缩放型的, 缩放型的由于带有长尾管, 因此也常被称为拉瓦尔喷管。喷管的作用主要有 3 方面: 一是通过喷喉的大小控制燃气的质量流率, 从而达到控制燃烧室内燃气压强的目的; 二是通过采用先收敛后扩张的截面形状, 将固体火箭发动机燃烧室内的高温高压气体加速向外排出, 从而产生推力; 三是可以利用其特制结构实现推力矢量控制, 从而达到控制飞行姿态的目的。由于带长尾管的喷管方便舵面作动装置安装和便于调整整体重心位置, 因此该结构被许多固体火箭发动机所采用。固体火箭发动机工作过程属于典型的气固两相流动, 喷管由一定形状的壁面构成, 内部由高温高压气流膨胀不断冲刷, 正常工作下会导致喷管表面烧蚀严重。在工程应用上, 通常采用试验和数值仿真研

究喷管的性能, 由于试验成本昂贵且试验周期长, 而对于喷管两相流的数值仿真结果精度高, 数据全面, 对于燃气的速度、温度、压力等流场特性的分布可以直观掌握。因此, 在工程上多采用大型计算机进行数值计算研究固体火箭发动机喷管的性能特点。

近年来不少研究人员对固体火箭发动机喷管流场进行仿真研究, 并取得了一系列重要研究成果^[1-6]。文献 [7-11] 对发动机喷管温度场进行了仿真, 获取了喷管温度分布规律。文献 [12] 对扩张段型面参数进行了仿真研究, 发现出口半角对喷管推力影响较小, 而初始扩张半角对其影响相对明显。文献 [13] 仿真研究了某型固体火箭发动机工作末期复合过载条件下的三维两相内流场特性, 发现随着推进剂的燃面不断推移, 在贴近绝热层壁面处的平均粒子沉积浓度呈升高趋势。文献 [14] 对固体火箭发动机含径向缺陷喷管进行了数值仿真分析, 获得了流动和换热对含径向裂纹喷管工作过程的影响规律。文献 [15] 对固体火箭发动机长尾喷管内流场两相流进行了数值模拟, 分

收稿日期: 2024-01-23; 修回日期: 2024-06-03。

作者简介: 秦彦君(1980-), 男, 大学本科, 高级工程师。

引用格式: 秦彦君, 郑士振, 周逃林, 等. 固体火箭发动机喷管扩散段破损流场仿真研究[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(7): 218-224.

析了1~100 μm 不同直径颗粒的运动特性及分布特征,为长尾喷管的热防护试验研究提供了一定依据。文献[16]对金属及多种非金属材料组成的长尾喷管进行了仿真计算,发现外壁面温度计算值与试验结果较吻合,该研究为长尾喷管传热提供一种实用的计算方法。文献[17]利用流体动力学软件Fluent和有限元软件Abaqus对固体火箭发动机燃气流动和喷管结构变形进行了耦合计算,更加符合真实结构下的流场作用,从而更准确地反映喷管与燃气流相互影响的真实环境。文献[18]通过对某固体火箭发动机长尾喷管试验残骸分析和流场仿真计算,给出了长尾喷管内衬的烧蚀规律。分析了长尾喷管内衬的烧蚀机理,分析表明凝相粒子的侵蚀是长尾喷管内衬局部烧蚀严重的主要原因。文献[19]通过研究长尾喷管烧蚀机理,研究长尾喷管发动机烧蚀性能的实验装置,并进行特定环境下的长尾喷管烧蚀实验,同时获得了烧蚀实验数据及烧蚀形貌,开展了对长尾喷管烧蚀的数值计算研究,将实验结果与数值模拟结果进行了对比分析,两者在一定程度上吻合较好,从一个侧面验证了数值模拟的有效性。

当前,固体火箭发动机的喷管多采用高强度纤维与耐烧蚀树脂基体模具压制而成,当喷管的某个局部纤维和树脂混合不均匀时,会导致局部区域强度下降,在高温、高压燃气射流的烧蚀与冲刷作用下可能会出现破损,进而影响其正常工作。而目前关于喷管壁面破损缺陷方面的流场研究文献较少,因此对一种带长尾管的固体火箭发动机喷管进行了扩散段破损流场特性研究,在4种不同的工况下进行三维数值仿真,获取了不同工况下喷管的内外流场结构、喷管的偏力与推力偏角等数据,研究内容将对固体发动机复合材料结构件的设计改进和发动机工作的可靠性提高提供借鉴参考。

1 研究方法

1.1 物理模型

以通用型固体火箭发动机为研究对象,发动机喷管简化几何模型如图1所示,主要包括收敛段、长尾管段和扩散段3部分。高压高温气体在喷管的收敛段膨胀收缩,随着距离的增加,马赫数不断增大,在最小截面处达到峰值,然后,沿着长尾管段超声速流动,在扩散段时,马赫数随着距离的增加而加大,形成压力差,产生推力。研究工况的几何模型如图2所示,包括喷管内流动区域和喷管出口附近外流动区域两部分。图2(a)为扩散段无缺口流场几何模型,(b)为扩散段缺口大小为1/8时的流场几何模型,(c)为扩散段缺口大小为1/4时的流场几何模型,(d)为扩散段缺口大小为1/2时的流场几何模型。4个工况的喷管缺口均位于扩散段端部并一直到外沿,沿喷管扩散段母线方向的两个缺口面与喷管壁面相垂直,这两个面之间的第三个缺口面与喷管轴线相垂直。

1.2 两相流

在自然界中,存在着多种多样的物体形态,通常按照物质状态进行分类,可分为固体、液体和气体。所谓两相

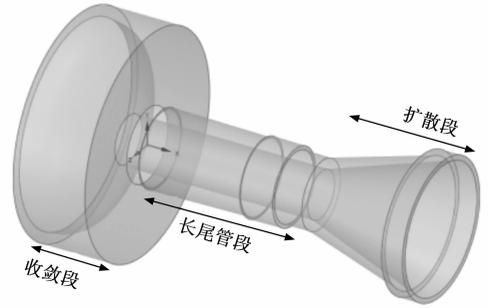


图1 喷管几何模型

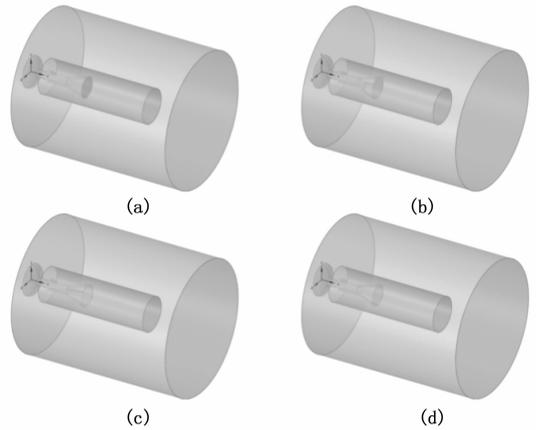


图2 研究工况几何模型

流,指的是同时存在两种不同相的物质流动。固体火箭发动机喷管中高温燃气是气相,金属化合物颗粒是固相,且相界面随颗粒的运动而运动,即形成气固两相流动。在研究和工程应用上,假设喷管为拉瓦尔形状的壁面,则喷管内部为燃气和物质颗粒相混合的两相流。

1.3 控制方程

真实固体火箭发动机内流动是三维多相流动,为便于研究,本文将按其按理想气体三维非定常流动处理,流体控制方程包括质量守恒方程(连续方程)、动量守恒方程(N-S方程)、能量守恒方程、气体状态方程。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

其中: ρ 为密度, t 为时间, x_i 为笛卡尔坐标系 x, y, z 方向坐标, u_i 为 x, y, z 方向速度。

动量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = \rho f_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

其中: p 为静压, τ_{ij} 为应力张量; ρf_i 为外部体积力。

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (3)$$

其中: μ 为动力粘性系数, δ_{ij} 为单位张量。

能量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho E u_j) = \rho f_j u_j - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) +$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij}u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(k \frac{\partial T}{\partial x_i}\right) + S_E \quad (4)$$

$$E = e + \frac{1}{2}u_i^2 \quad (5)$$

状态方程:

$$p = p(\rho, T) \quad (6)$$

其中: e 为内能, E 为总能量, k 为传热系数, T 为温度, S_E 为体积源项。

1.4 湍流仿真方法

喷管流场的流动是一种非常复杂的湍流流动状态。湍流流动是一种大雷诺数、非线性、三维非定常流动。它具有随机性、扩散性、耗散性、有旋性、记忆特性和间歇现象等特点^[20]。目前,数值模拟是研究湍流问题的主要手段,湍流数值模拟方法主要有以下 3 种:直接数值模拟(DNS, direct numerical simulation)、大涡模拟(LES, large eddy simulation)、雷诺平均纳维-斯托克斯方程(RANS, reynolds average navier-stokes)模拟。其中 DNS 和 LES 模拟计算成本较高, RANS 模拟由于其简单易用,具有良好鲁棒性和一定准确度,是一种计算平均流动和湍流应力的性价比的优秀预测技术,长久以来一直是解决工程湍流问题的主要实用手段^[21]。因此此次研究采用 RANS 模拟研究喷管流场湍流流动。

RANS 模拟是基于雷诺平均理论,把湍流运动看作时间平均流动和瞬时脉动流动的叠加,不直接求解 Navier-Stokes 方程,而是求解时均化的 Navier-Stokes 方程,将瞬态的脉动量通过某种模型在时均化的方程中体现出来^[22]。雷诺平均纳维-斯托克斯方程的基本形式如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}u_i u_j) &= \rho \bar{f}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \\ \frac{\partial}{\partial x_j}\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) &+ \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u_i' u_j'}) \end{aligned} \quad (7)$$

其中: $-\rho \overline{u_i' u_j'}$ 为雷诺应力。

RANS 模拟需要对方程中关于湍流脉动值的雷诺应力进行处理,目前常用 Reynolds 应力模型或涡粘模型这两种湍流模型来计算求解。

1.5 湍流模型

Reynolds 应力模型是直接求解 Reynolds 应力输运方程;涡粘模型是根据 Boussinesq 假设,把湍流应力表示成湍流粘度的函数。SST k- ω 模型是一种常用的两方程涡粘湍流模型(SST, shear stress transport), SST k- ω 湍流模型在近壁面区域采用 k- ω 模型、在远离壁面区域使用 k- ϵ 模型,并通过 Bradshaw 假设(在边界层中,剪切应力正比于湍动能)引入雷诺剪切应力输运的影响。因此它巧妙结合了 k- ω 、k- ϵ 及 J-K 模型的优点用来描述湍流流场的平均流动行为^[23]。

SST k- ω 模型的方程如下:

湍流动能微分方程:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i k)}{\partial x_i} = P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

比耗散率微分方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i \omega)}{\partial x_i} &= \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \omega^2 + \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] &+ 2(1 - F_1) \frac{\rho \omega^2}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (9)$$

其中: k 为湍动能, ω 为比耗散率, β^* 、 σ_k 、 γ 、 β 、 σ_ω 、 σ_{ω^2} 为模型常数; μ 为粘性系数; μ_t 为湍流涡黏性; ν_t 为湍流涡黏性系数; F_1 为混合函数。

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (10)$$

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (11)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (12)$$

湍流涡粘度计算:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (13)$$

模型常数通过混合函数 F_1 计算得到,混合方程式为:

$$\varphi = F_1 \varphi_1 + (1 - F_1) \varphi_2 \quad (14)$$

式中, φ_1 为原始 k- ω 模型中的模型常数; φ_2 为标准 k- ϵ 模型中的模型常数; φ 为 SST k- ω 模型中的模型常数。混合只在边界层尾迹区域内进行。

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (15)$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right), \frac{4\sigma \omega^2 k}{CD_{b\omega} d^2} \right] \quad (16)$$

$$CD_{b\omega} = \max \left(2\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \quad (17)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (18)$$

$$\arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right) \quad (19)$$

其中: ν 为分子粘性系数, d 为到壁面的最小距离。

SST 模型综合了 k- ϵ 模型和 k- ω 模型分别在远离壁面的区域和近壁区域具有较好的预测结果优点,通过混合函数 F_1 在远离壁面的区域使用 k- ϵ 模型对湍流流动进行预测,在近壁面区域使用 k- ω 模型对湍流流动进行预测。除此之外, SST 模型为提高对逆压梯度流动的预测精度,引入了雷诺应力正比于湍动能的假设,并通过 F_2 函数在边界层中使用该假设。事实证明,至少与其它模型相比, SST k- ω 模型在由边界层行为主导的广泛流动中是成功的,包括与壁面传热相关的应用。SST 模型具有更广的适用范围和更高的准确精度,尤其是在壁面附近。

1.6 数值方法

研究采用 Fluent 软件对流场控制方程进行数值计算,而数值方法方面则采用有限体积法(FVM, finite volume method)进行求解。FVM 是一种用于求解偏微分方程的数值方法,常用于流体力学、热传导、扩散等问题的数值模拟。它是从流体运动积分形式的守恒方程出发来建立离散方程,即通过有限体积法对流场雷诺平均方程组进行求解。FVM 是将求解域划分为离散的有限体积单元,通过对每个体积单元进行质量、动量和能量的守恒方程进行积分,将

偏微分方程转化为代数方程组, 进而得到数值解。在求解过程中, 求解域被划分为离散的有限体积单元, 每个体积单元都被视为一个控制体, 守恒方程在每个控制体内进行积分。而后通过对控制体的界面进行积分, 将守恒方程转化为代数方程组。这些方程组通常采用离散格式, 如中心差分、向前差分或向后差分等。FVM 在流体力学、热传导、扩散等领域得到广泛应用, 它具有良好的守恒性、稳定性和精度, 并且适用于结构化和非结构化网格。

算法方面则采用压力-速度耦合方程组的半隐式算法 (SIMPLE, semi-Implicit method for pressure linked equations) 进行求解。该算法是在工程流场计算中应用十分普遍的一种压力修正算法。其核心思想是“预测+修正”, 先假设速度分布和压力分布, 然后求解动量离散方程得到速度场, 如果得到的速度场不满足连续性方程, 就通过压力修正方程对压力场进行修正, 修正完压力后再次计算速度场, 并判断结果是否收敛, 如果收敛就得到满足连续方程的速度场和压力场。该方法的压力修正方程用到了技巧: 压力修正方程只包含有限个网格节点上的压力修正。该技巧使的全部流场的压力修正不会耦合在一起, 因此被称为半隐式方法。

有限体积法建立离散方程后, 需要通过节点插值求出控制体上的物理量, 这个插值方法常称为离散格式, 仿真研究中对流项、黏性项离散采用二阶迎风格式^[22]进行离散。二阶迎风格式尽可能多地利用了上游节点的信息, 因此二阶迎风格式比一阶迎风格式更稳定, 获得的解更为准确。

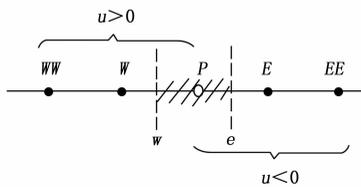


图 3 二阶迎风格式示意图

二阶迎风格式具有二阶精度, 其离散方程如下:

$$\alpha_P \varphi_P = \alpha_w \varphi_w + \alpha_{ww} \varphi_{ww} + \alpha_E \varphi_E + \alpha_{EE} \varphi_{EE} \quad (20)$$

其中: φ_P 为节点 P 处的物理量, $\varphi_w, \varphi_{ww}, \varphi_E, \varphi_{EE}$ 同理; $\alpha_P, \alpha_w, \alpha_{ww}, \alpha_E, \alpha_{EE}$ 分别为 $\varphi_P, \varphi_w, \varphi_{ww}, \varphi_E, \varphi_{EE}$ 的系数。

$$\alpha_P = \alpha_E + \alpha_w + \alpha_{EE} + \alpha_{ww} + (F_e - F_w) \quad (21)$$

$$\alpha_w = (D_w + \frac{3}{2} a F_w + \frac{1}{2} a F_e) \quad (22)$$

$$\alpha_E = (D_e - \frac{3}{2} (1 - \alpha) F_e - \frac{1}{2} (1 - \alpha) F_w) \quad (23)$$

$$\alpha_{ww} = -\frac{1}{2} a F_w \quad (24)$$

$$\alpha_{EE} = \frac{1}{2} (1 - \alpha) F_e \quad (25)$$

其中: F_w, F_e 分别为界面 w 和界面 e 上的对流质量流量; D_w, D_e 分别为界面 w 和界面 e 上的扩导; 当 $F_w > 0$ 及 $F_e > 0$ 时, $\alpha = 1$, 流动沿正方向。当 $F_w < 0$ 及 $F_e < 0$ 时, $\alpha = 0$, 流动沿负方向。

$= 0$, 流动沿负方向。

仿真离散时, 实际上只是对流项采用了二阶迎风格式, 而扩散项仍采用中心差分格式。

1.7 边界条件

依据设计工况, 流场边界条件设置如下:

- 1) 入口边界类型为压力入口边界, 入口初始压强为 7.014 9 MPa, 温度为 2 500 K;
- 2) 出口边界类型为压力出口边界, 出口压力为 0.035 708 MPa, 出口回流总温为 236.286 K;
- 3) 壁面为绝热壁, 并采用无滑移边界条件。

1.8 网格无关性验证

流场网格采用四面体类型, 网格单元总数为 1 854 万, 在贴近壁面区域添加边界层网格, 并在出口附近对网格进行加密, 如图 4、图 5 所示。进行网格无关性检测发现, 当网格数大于 1 854 万时, 整个流场的速度变化较小。为兼顾计算效率和计算结果的准确性, 网格数量选取均控制在 1 854 万左右。

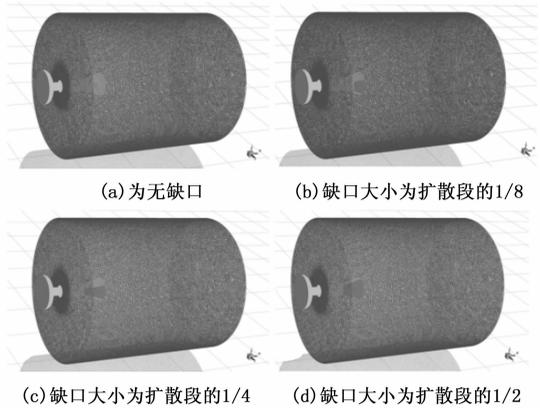


图 4 流场网格划分

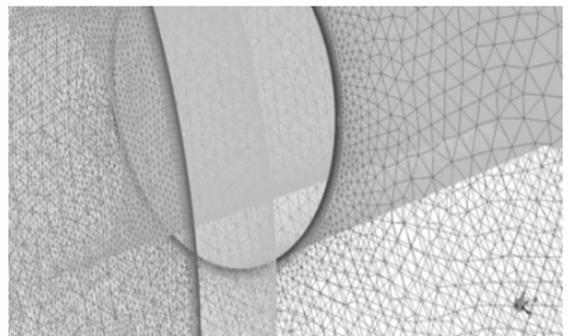


图 5 壁面边界层网格

1.9 算法验证

对文献[24]中的喷管内流场进行了数值仿真, 湍流模型及求解算法不变, 喷管模型, 初始条件与文献一致, 入口总压为 1e06 Pa, 总温为 825 K, 壁面温度为 413 K; 出口压强为 58 515.5 Pa, 温度为 300 K; 流体材料为理想气体, 粘度为 1.831e-5 kg/(m*s); 获取了喷管壁面上静压与总压比数据, 并将该数据与文献中的实验数据进行了对比,

如图 6 所示, 从图中可以看出, 数值计算结果与试验结果吻合较好, 压强比最大相差小于 0.034 8, 验证了轴对称喷管流场计算方法的有效性。

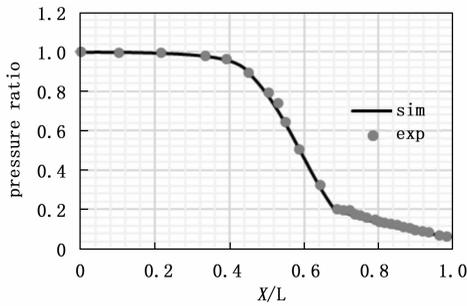


图 6 压强比数值计算与试验结果对比

2 结果分析与讨论

2.1 流场特性分析

依据前述设定条件进行仿真, 所有工况下的马赫数云图如图 7 所示, 温度云图如图 8 所示。从图 7 和图 8 的 a1, a2, a3, a4 中可以看出: 无缺口喷管的流场结构关于喷管轴线对称。气体在喷管收敛段马赫数几乎为零, 温度最高; 进入长尾管段后马赫数增大, 温度降低, 但在长尾管内马赫数和温度基本稳定在某一数值附近; 在扩散段和出口附近马赫数急剧增大, 温度急剧降低。气体在喷管内和出口附近持续保持加速状态, 流出喷管后与外界大气环境相互作用产生膨胀波和激波, 在喷管尾部形成马赫盘现象, 这是高速喷气发动机普遍存在的一种复杂尾流结构。

从图 7 和图 8 的 a1, b1, c1, d1 中可以看出在 $z=0$ 截面上, 所有工况下的马赫数云图和温度云图基本关于喷管轴线对称, 且随着喷管缺口的增大, $z=0$ 截面上马赫盘位置逐渐向喷管出口靠近。

从图 7 和图 8 的 a2, b2, c2, d2 中可以看出在 $y=0$ 截面上所有工况下的马赫数云图和温度云图在收敛段和长尾管段内流场结构基本一致。在扩散段和外流场区域流场结构有明显不同, 整个流场不再关于喷管轴线对称。理论分析可知: 由于缺口的存在, 喷管在缺口处提前与外界接触, 气流偏转角较大, 而在缺口对立面气流仍沿喷管壁面流动, 气流偏转角较小, 偏转角不同使得流场结构不再关于喷管轴线对称。从图中可以看出流场缺口一侧出现分离结构, 并影响到缺口相对一侧, 在 1/4 缺口和 1/2 缺口流场中分离结构较为明显。

从图 7 和图 8 的 a3, b3, c3, d3 中可以看出气体从缺口处流出部分在 x 轴截面上基本呈扇形, 扇形夹角和扇形半径随着缺口的增大而增大。在扇形弧线和半径相交处存在角结构, 且两个角结构随缺口的大小变化而有所不同。在 $Ma=1$ 的等值面上可以看出该角结构是呈圆弧形状的面, 面的形状与扇形的弧形等值面以及扇形的半径等值面相互作用有关。

从图 7 和图 8 的 a4, b4, c4, d4 中可以看出等值面可

以划分为 3 部分: 第一部分是在缺口处气体的等值面, 第二部分是在非缺口处气体的等值面, 第三部分是前两个等值面之间相互作用的等值面。从图中可以看出随着缺口的增大, 缺口处气体的等值面所占区域越来越大, 结构越来越复杂, 对非缺口处气体等值面影响也越来越大, 且随着缺口的增大, 从喷管缺口处流出气体越来越多, 带走总气体的动能和热能也越多。

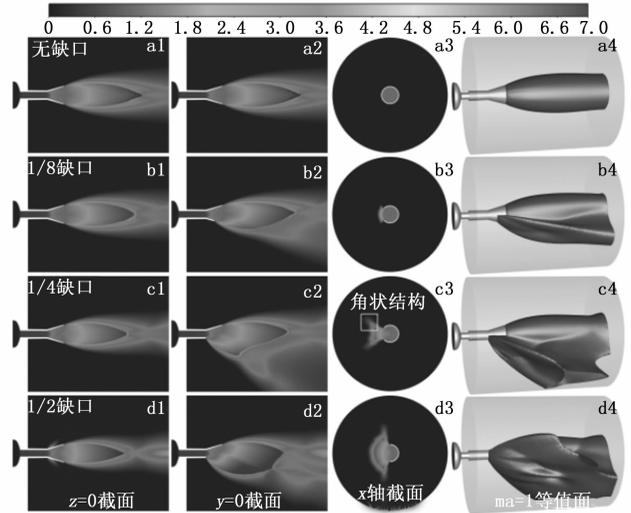


图 7 流场马赫数云图

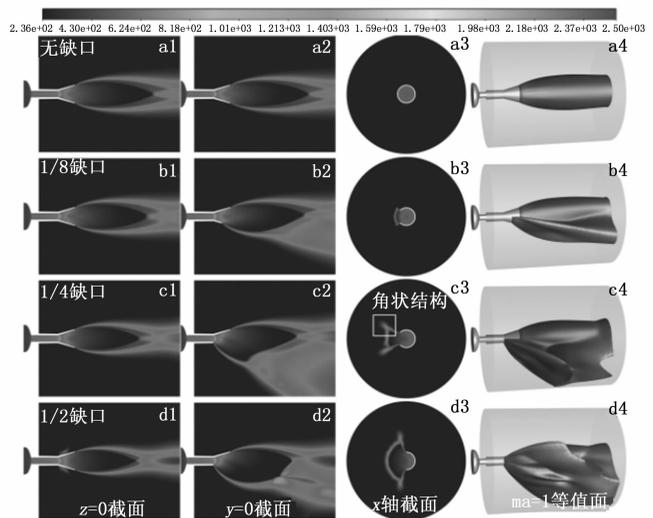


图 8 流场温度云图

通过仿真获取到喷管流场的压力、温度、马赫数等数据, 用 $y=0$ 截面与喷管壁面相交, 获取两条交线, 选择位于缺口处的交线为研究对线, 获取该线上压力和温度数据, 将所有工况的数据绘制成压力分布曲线和温度分布曲线, 如图 9、图 10 所示。从图中可以看出 1/2 缺口、1/4 缺口、1/8 缺口壁面上的压强和温度曲线与无缺口壁面上的压强和温度曲线基本重合, 该结果表明缺口对喷管壁面上游影响很小。

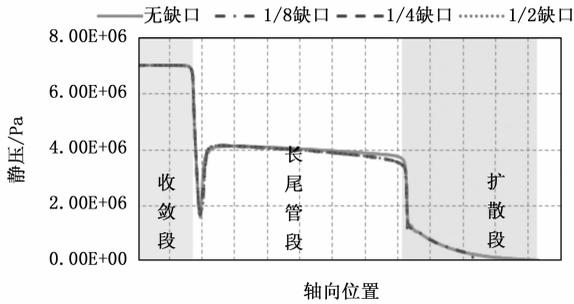


图 9 壁面上压强曲线图

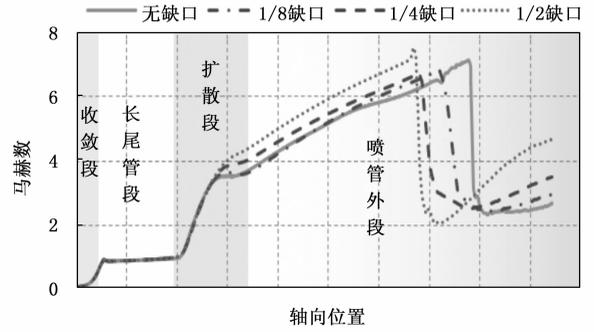


图 11 喷管轴线上马赫数曲线图

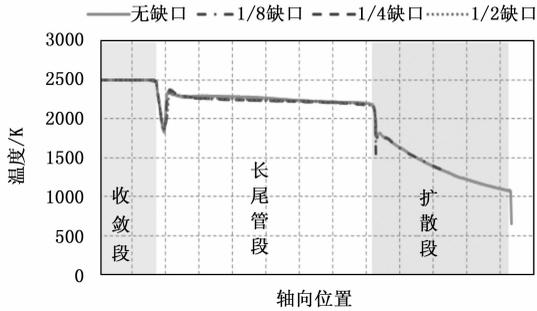


图 10 壁面上温度曲线图

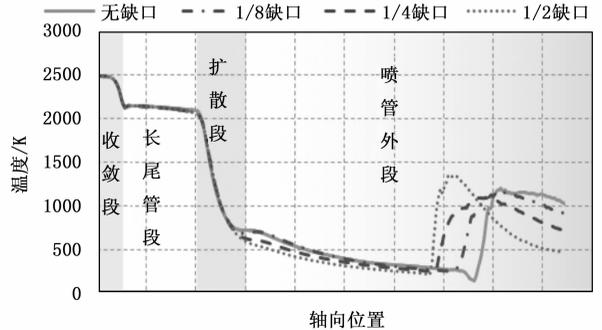


图 12 喷管轴线上温度曲线图

图 11 和图 12 为所有工况下喷管轴线上的马赫数曲线和温度曲线。从两图中可以看出, 在缺口之前四条曲线基本重合, 缺口之后曲线不再重合, 该结果表明喷管缺口对喷管上游流动影响较小, 对下游流动影响较大。4 个工况轴向上的曲线走势基本相同, 在收敛段速度为亚音速, 以指数形式增大, 温度以指数形式降低; 在长尾管段速度缓慢增大达到 1 Ma 左右, 温度缓慢降低; 在扩散段和出口速度急剧增大, 温度急剧降低。

从图 11 可以看出, 在喷管外段 1/2 缺口的马赫数曲线在最上方, 向下依次是 1/4 缺口、1/8 缺口和无缺口的马赫数曲线。从图中还可以看出 1/2 缺口的马赫数曲线突变位置最靠近喷管, 向后依次是 1/4 缺口和 1/8 缺口的, 最后是无缺口的。从图 12 可以看出, 在喷管外段 1/2 缺口的温度曲线在最下方, 向上依次是 1/4 缺口, 1/8 缺口和无缺口的。与马赫数曲线变化趋势类似, 1/2 缺口的温度突变位置最靠近喷管, 向后依次是 1/4 缺口和 1/8 缺口的, 无缺口的温度突变位置则离喷管最远。上述现象结合图 7 的马赫数云图和图 8 的温度云图共同分析, 可以得出以下结论: 喷管缺口使得缺口处沿喷管轴向的气体质量减少, 动能和热能减少, 马赫数、温度等值面向喷管出口靠近; 在本文研究的条件下, 缺口越大, 缺口处马赫数等值面、温度等值面越靠近喷管出口。

2.2 推力特性分析

根据发动机推力计算公式计算得出不同工况下喷管的轴向推力和侧向偏力, 再根据轴向推力和侧向偏力计算出喷管总推力方向与喷管轴线夹角, 即推力偏角, 结果如表 1 所示。

表 1 不同工况喷管推力特性

缺口大小	0	1/8	1/4	1/2
轴向推力/N	51 371	49 743	49 329	48 695
侧向偏力/N	0	3 517	11 964	16 611
推力偏角/(°)	0	3.1	10.5	14.6

发动机推力计算公式如下:

$$F = \dot{m} \cdot u_e + A_e (p_e - p_b) \quad (26)$$

式中: \dot{m} 为质量流率 (kg/s), u_e 为喷管出口气体速度 (m/s), P_e 为喷管出口气体压强 (Pa), P_b 为周围环境压强 (Pa), A_e 为喷管出口横截面积 (m^2)。

由表 1 中的数据可以看出, 随着缺口的增大, 喷管轴向推力不断减小, 侧向推力和推力偏角不断增大, 1/8 缺口时推力偏角仅为 3.1°, 而 1/2 缺口时推力偏角达到 14.6°。

3 结束语

本文采用 CFD 方法对带长尾管的固体火箭发动机喷管扩散段不同破损大小的工况进行了建模仿真, 获取了每个工况的流场数据, 包括压力、温度、速度, 计算了喷管的轴向推力、侧向偏力和推力偏角。通过对仿真结果分析, 得出了以下结论:

- 1) 气体从缺口处流出部分在轴向截面上基本呈扇形, 扇形夹角和扇形半径随着缺口的增大而增大。在扇形弧线和半径相交处存在角结构, 且两个角结构随缺口的大小变化而有所不同。在 $Ma=1$ 的等值面上可以看出该角结构是呈圆弧形面, 面的形状与扇形的弧形等值面以及扇形的半径等值面相互作用有关。

2) 流场等值面可以划分为三部分: 第一部分是在缺口处气体的等值面; 第二部分是在非缺口处气体的等值面; 第三部分是前两个等值面之间相互作用的等值面。

3) 燃烧室气体从进入喷管到出来, 其速度不断增大, 压强、温度不断降低。气体在长尾管内速度、压强和温度变化比较缓慢, 气体在长尾管出口处加速到音速。

4) 喷管在扩散段端口破损后对下游扩散段和喷管外流场结构产生影响, 对上游收敛段和长尾管段流动几乎没有影响。

5) 随着扩散段端口缺口的增大, 喷管产生的轴向推力不断减小, 侧向推力不断增大, 喷管推力方向与喷管轴线夹角逐渐增大。

综上所述, 采用 CFD 方法对带长尾管的固体火箭发动机喷管进行建模仿真和分析, 通过对比不同破损程度下的流场分布和推力变化, 揭示了该型发动机喷管扩散段破损对其流场和性能的影响规律。

参考文献:

- [1] 薛赛男. 固体火箭发动机长尾喷管内流场特性研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [2] 李映坤, 韩珺礼, 陈雄, 等. 基于 SST 湍流模型的模拟 SRM 内流场数值仿真 [J]. 固体火箭技术, 2014, 37 (5): 616-621.
- [3] YUMUSAK M. Analysis and design optimization of solid rocket motors in viscous flows [J]. Computers & Fluids, 2013, 75: 22-34.
- [4] 宋大明, 周长省. 固体火箭发动机瞬态内流场数值仿真 [J]. 弹箭与制导学报, 2010, 30 (6): 147-149.
- [5] 于胜春, 汤龙生. 固体火箭发动机喷管及羽流流场的数值分析 [J]. 固体火箭技术, 2004 (2): 95-97.
- [6] 田耀四, 蔡国飙, 朱定强, 等. 固体火箭发动机喷流流场数值仿真 [J]. 宇航学报, 2006, (05): 876-879.
- [7] 张少丽, 周吉利, 徐兴平, 等. 轴对称收扩喷管温度场数值仿真 [J]. 航空发动机, 2023, 49 (4): 122-127.
- [8] 邓康清, 王鹏鹏, 余小波, 等. 小推力长工作时间固体火箭发动机喷管温度仿真分析 [J]. 固体火箭技术, 2023, 46 (4): 507-513
- [9] 李红仁. 某型号固体火箭发动机长尾喷管热问题的研究 [D].

(上接第 217 页)

- [8] 刘向阳, 许稼, 彭应宁. 多传感器分布式信号检测理论与方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [9] 吴艳, 杨万海, 李明. 分布式多传感器系统的最佳检测和性能 [J]. 西安电子科技大学学报, 2000, 27 (2): 138-142.
- [10] 关键, 何友, 彭应宁. 多传感器分布式检测综述 [J]. 系统工程与电子技术, 2000, 22 (12): 11-15.
- [11] 李俊, 徐德民, 宋保维. 一种等概率分布式检测系统的反馈自适应学习算法 [J]. 西北工业大学学报, 2006, 24 (2).
- [12] 严军, 关键, 彭应宁. 分布式检测系统的混合融合算法 [J]. 清华大学学报, 2006, 46 (1): 46-47.
- [13] 王国玉, 肖顺平, 等. 电子系统建模与仿真评估 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2000.

武汉: 华中科技大学, 2015.

- [10] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M. Trade-off analysis of high aspect ratio cooling channels for rocket engines [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2013 (44): 458-467.
- [11] ULAS A, BOYSAN E. Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines [J]. Aerospace Science and Technology, 2013 (24): 187-197.
- [12] 穆旭, 田维平, 董新刚, 等. 固体火箭发动机喷管扩张段型面参数对其性能影响仿真分析 [J]. 固体火箭技术, 2021, 44 (2): 254-263.
- [13] 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.
- [14] 武越, 刘洋, 倪铮, 等. 固体火箭发动机含径向缺陷喷管数值仿真分析 [J]. 火箭推进, 2022, 48 (4): 21-28.
- [15] 宋亚飞, 高峰, 张志峰, 等. 固体火箭发动机长尾喷管三维两相流动数值模拟 [J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32 (2): 133-136.
- [16] 吴川, 邢国强, 门们. 固体火箭发动机长尾喷管传热数值模拟 [J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36 (3): 69-72.
- [17] 吴朋朋. 固体火箭发动机喷管分离流动流固耦合数值仿真 [J]. 固体火箭技术, 2012, 35 (3): 344-348.
- [18] 刘敦启. 固体火箭发动机长尾喷管内衬烧蚀流场分析 [J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31 (2): 127-129.
- [19] 陈剑. 固体火箭发动机长尾喷管内衬烧蚀流场分析 [J]. 弹箭与制导学报, 2010, 33 (1): 34-40.
- [20] 欧特尔. 普朗特流体力学基础 (原书第 11 版) [M]. 北京: 科学出版社, 2008.
- [21] 徐晶磊. 湍流模型的理论与应用研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2008.
- [22] 王福军. 计算流体动力学分析——CFD 软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [23] 曾宇, 汪洪波, 孙明波, 等. SST 湍流模型改进研究综述 [J]. 航空学报, 2023, 44 (9): 103-134.
- [24] BACK L H, MASSIER P F, GIER H L. Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1964, 7 (5): 549-568.
- [14] 陈书忠. 光电/红外环境仿真系统研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.
- [15] 史林, 程亮, 杨万海. 雷达系统建模与仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [16] 赵锋, 艾小锋, 等. 组网雷达系统建模与仿真 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2018.
- [17] 谢路云译. 算法 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2018.
- [18] 王鹏, 祝建成, 等. 数字孪生驱动的动态数据建模与仿真方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42 (12): 2779-2786.
- [19] 杨林瑶, 陈思远, 等. 数字孪生与平行系统 [J]. 自动化学报, 2019, 45 (11): 2001-2031.
- [20] 蔡自兴, 等. 人工智能及其应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2020.