

Y形三通结构流场特性仿真分析及优化设计

张靖宇¹, 柳洋², 何昆², 李雪飞², 牛磊¹, 董海平^{1*}

(1.北京理工大学 机电学院, 北京 100081; 2.北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: **目的** 提升新一代重型运载火箭发动机点火可靠性。**方法** 基于 ANSYS Fluent 流体仿真方法, 对单火药点火器直管结构与双火药点火器 Y 形三通结构的气体流场特性展开对比研究。对 2 种经过优化的 Y 形三通结构开展流体仿真, 对比不同优化设计对输出性能的影响。**结果** 2 种结构的压力与温度均沿流动方向递减, 速度则递增, 且后端变化更为显著。双点火器 Y 形三通结构的出口压力达 0.43 MPa, 较单点火器直管结构 (0.19 MPa) 提升 126.3%, 速度与温度差异小于 5%。此外, 当单侧点火器故障时, Y 形三通结构的出口压力降低 15.8%, 输出性能仍与单点火器直管结构相当。Y 形连接处添加圆角可使出口压力提升 14%, 管径缩减至 6 mm, 则使压力提升 102.3%。**结论** 双火药点火器 Y 形三通结构具有冗余作用, 对 Y 形三通结构的优化设计可以提高其点火能力, 研究成果为液体火箭发动机点火结构设计提供了数据支撑。

关键词: 液体火箭发动机; 流场仿真; 直管结构; Y 形三通结构; 结构优化

中图分类号: V434.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-9242(2025)04-0082-10

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.04.011

Simulation Analysis of Flow Field Characteristics and Optimization Design for Y-Type Three-way Structure

ZHANG Jingyu¹, LIU Yang², HE Kun², LI Xuefei², NIU Lei¹, DONG Haiping^{1*}

(1. School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Beijing Aerospace Power Research Institute, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: The work aims to enhance the ignition reliability of new generation heavy lift rocket engines. A comparative study was conducted on the gas flow field characteristics of the single gunpowder igniter straight tube structure and the double gunpowder igniters Y-type three-way structure using ANSYS Fluent computational fluid dynamics simulations. Fluid simulation was used on two optimized Y-type three-way structures to compare the effects of different optimization design on output performance. The pressure and temperature of both structures decreased along the flow direction, while the velocity increased, and more pronounced changes were observed downstream. The outlet pressure of the double gunpowder igniters Y-type three-way structure reached 0.43 MPa, representing a 126.3% increase compared with the single igniter straight tube structure (0.19 MPa), while velocity and temperature differences remained below 5%. Additionally, when one igniter failed, the outlet pressure of the Y-type three-way structure decreased by 15.8%, maintaining output performance comparable to the single gunpowder igniter straight tube structure. When the fillet radius was added at the Y-junction, the outlet pressure increased by 14%. And when the pipe diameter was reduced to 6 mm, and the pressure increased by 102.3%. In conclusion, the Y-type three-way

收稿日期: 2025-01-10; 修订日期: 2025-02-21

Received: 2025-01-10; Revised: 2025-02-21

引文格式: 张靖宇, 柳洋, 何昆, 等. Y 形三通结构流场特性仿真分析及优化设计[J]. 装备环境工程, 2025, 22(4): 82-91.

ZHANG Jingyu, LIU Yang, HE Kun, et al. Simulation Analysis of Flow Field Characteristics and Optimization Design for Y-type Three-way Structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(4): 82-91.

*通信作者 (Corresponding author)

structure has a redundant effect, and its optimized designs substantially enhance ignition performance. The research results can provide data support for the ignition structure design of liquid rocket engines.

KEY WORDS: liquid rocket engine; flow field simulation; straight tube structure; Y-type three-way structure; structural optimization

液体火箭作为载人航天、卫星部署、星际探索等任务不可替代的工具,其发动机正常点火是整个航天发射任务中的关键环节,它直接关系到发动机能否顺利启动,进而确保整个航天发射任务的圆满成功^[1-3],因此对其点火可靠性要求很高。为了提高点火可靠性,在新一代重型运载火箭发动机点火设计中,提出了以双火药点火器 Y 形三通结构代替单点火器直管结构来点燃推力室的液氧液氢混合剂。由于 Y 形三通容腔小、内部结构对气体流动有影响以及发动机推力室内温度低、燃料流入速度快、液体燃料在推力室允许停留时间短等因素的综合影响,发动机对于输入的点火能量变化和流场变化极为敏感^[4-5],因此迫切需要了解 Y 形三通结构的流场特性,为其设计提供技术支持。由于火箭发动机试验成本高,准备周期长,且安全性要求极高,因此通过试验研究较为困难,而数值仿真技术可为火箭发动机点火过程的研究提供有效途径,不仅能有效规避试验可能带来的安全风险,还能消除测量装置对流动产生的干扰,从而更准确地模拟和分析点火过程^[6]。

目前,许多国内外学者对液体火箭发动机点火过程开展了数值仿真分析^[7]。Buttay 等^[8]对典型液体火箭发动机点火器在湍流反应流中的点火过程进行了高分辨率数值模拟,揭示了点火器的高压工作条件下导致点火器射流在燃烧室中膨胀不足的机理,减轻了点火器在复杂的可压缩流场点火方式中存在的一些不确定性。Baudart 等^[9]对低温液体火箭发动机主燃烧室中点火器的点火过程进行了数值模拟,探究了氧液滴与点火器之间发生的复杂相互作用,分析并总结了热气温度和流速与点火器点火有效性之间的关系。Chang 等^[10]基于气体动力学和计算流体动力学的相对理论,采用流场计算软件 ANSYS Fluent 模拟了液体火箭发动机固体型点火装置在 2 种工况下的稳态流场,分析了点火通道对液体火箭发动机点火装置工作特性的影响,并进行了实验测试。Agostino 等^[11]基于略微修改的 Lax-Friedrichs 方法,模拟了火箭发动机的瞬态点火过程,建立了点火器燃烧产物到推进剂的热传递、推力室中的火焰蔓延流场以及推力室压力的增加直至稳态运行的研究模型。王帅等^[12]对航天火工装置 Y 形点火结构进行了内流场仿真,揭示了其瞬态压力在容腔内的分布规律,获得了输入压力和结构尺寸对点火能力的影响规律,为 Y 形点火结构的优化设计提供了指导。王铁岩等^[13]使用 CFD 仿真软件对气氧甲烷火炬式点火器内部燃烧过程进行了仿真分析,揭

示了点火器燃烧过程中内流场的变化及对点火可靠性的影响,并通过数值仿真预测了点火器的出口温度和烧蚀位置。朱珂等^[14]基于经典内弹道理论,建立了双火药点火器 Y 形三通结构内弹道的仿真模型,对 6 种典型工况下输出端口的物理量进行了对比分析,得到了不同工况下 Y 形三通结构输出压力的变化规律。

目前,关于液体火箭发动机点火过程的数值模拟大多聚焦于燃烧室内流场的动态变化^[15-17],而关于 Y 形三通结构流场的仿真分析则报道较少。本文采用 ANSYS Fluent 软件对高温高压气体在单点火器直管结构和双点火器 Y 形三通结构容腔内的非定常流动过程进行了数值模拟,分析了高压气体在直管结构和 Y 形三通结构内各物理量的分布及变化规律,对比了单点火器直管结构和双点火器 Y 形三通结构以及一个点火器故障的 Y 形三通结构的输出性能差异,并提出了连接处增加圆角和减小管径 2 种可以提高 Y 形三通结构点火能力的结构优化设计,为液体火箭发动机点火结构设计提供技术支撑。

1 物理结构及网格划分

某新一代重型运载火箭发动机单点火器直管结构和双点火器 Y 形三通结构的尺寸如图 1 和图 2 所示。火药点火器产生的高温气体由左侧入口进入直管结构和 Y 形三通结构,并从右侧出口喷出。使用 SpaceClaim 建模软件对其进行建模,其模型如图 3 所示。

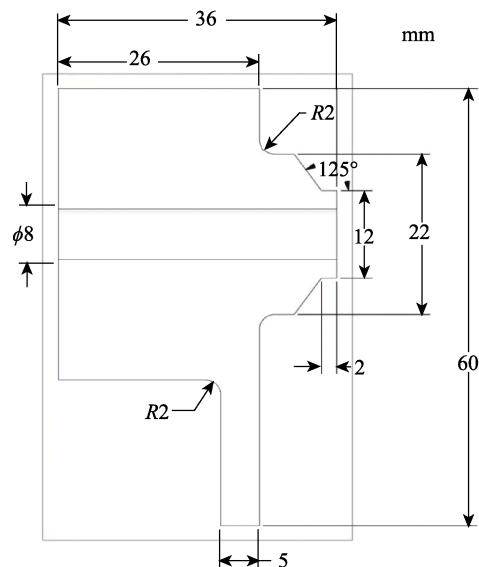


图 1 单点火器直管结构尺寸

Fig.1 Size diagram of single igniter straight tube structure

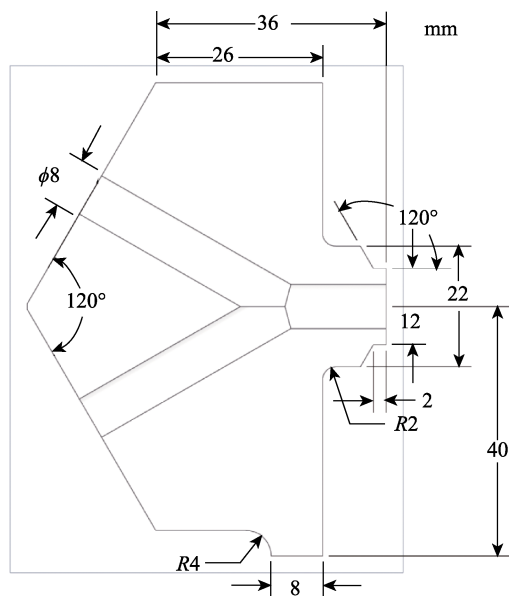


图2 双点火器Y形三通结构尺寸
Fig.2 Size diagram of double igniter Y-type three-way structure

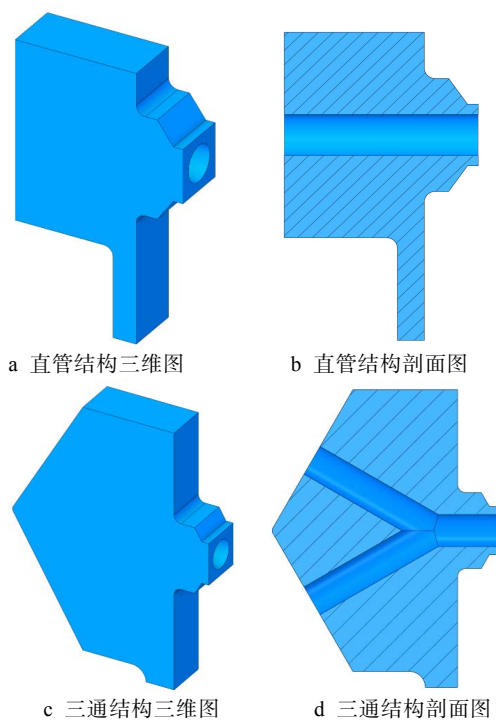


图3 单点火器直管结构和双点火器Y形三通结构模型
Fig.3 Diagrams of single igniter straight tube structure and double igniter Y-type three-way structure: a) three-dimensional diagram of straight pipe structure; b) cross-sectional diagram of straight pipe structure; c) three-dimensional diagram of three-way structure; d) cross-sectional diagram of three-way structure

采用 ANSYS Fluent Meshing 前处理工具进行网格划分, 采用三角形单元生成表面网格。单点火器直管结构表面网格数量为 29 728, 平均偏度为 0.01, 最大偏度为 0.43; 双点火器 Y 形三通结构表面网格数

量为 36 996, 平均偏度为 0.01, 最大偏度为 0.41, 其整体表面网格和截面表面网格分别如图 4 和图 5 所示。通过封堵固体表面来封堵流体表面并抽取流体区域, 对固体域和流体域进行全体积网格划分。本文综合几何模型和计算要求选择使用多面体网格划分三维模型, 单点火器直管结构全体积网格数量为 61 300, 网格质量为 0.31; 双点火器 Y 形三通结构全体积网格数量为 78 316, 网格质量为 0.25, 其全体积网格划分情况分别如图 6 和图 7 所示。

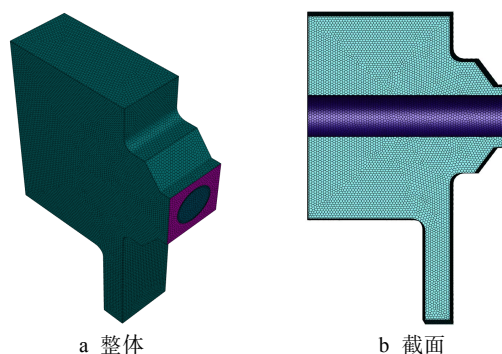


图4 单点火器直管结构表面网格
Fig.4 Surface mesh of single igniter straight tube structure: a) overall; b) section

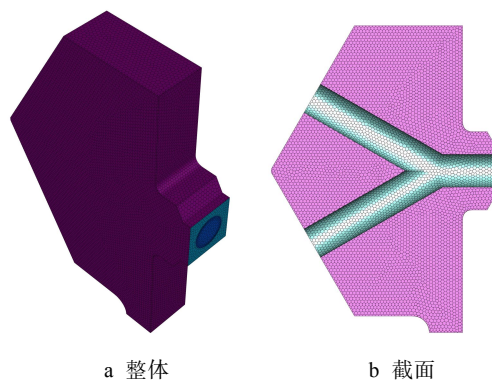


图5 双点火器Y形三通结构表面网格
Fig.5 Surface mesh of double igniter Y-type three-way structure: a) overall; b) section



图6 单点火器直管结构全体积网格
Fig.6 Surface mesh of single igniter straight tube structure

图7 双点火器Y形三通结构全体积网格
Fig.7 Volume mesh of double igniter Y-type three-way structure

2 计算模型及初边值条件

2.1 基本假设

对单点火器直管结构和双点火器 Y 形三通结构进行流场仿真时, 提出如下假设^[18]: 1) 火药点火器输出的高温燃气不存在化学反应, 且可以被视为理想气体; 2) 火药点火器主装药为低燃速双基改性推进剂, 其产生的燃气组分比较复杂, 为了简化处理, 使用空气代替真实气体组分, 忽略固体颗粒或残渣; 3) 不考虑高温燃气对单点火器直管结构和双点火器 Y 形三通结构壁面的烧蚀, 流体与固体壁面的传热通过耦合计算。

2.2 计算模型

采用有限体积法以及连续气相控制方程, 计算使用压力修正方法的 Pressure-Based 求解器类型, 时间类型选择瞬态, 通过微小时间步模拟流体的连续运动。压力和速度的耦合使用 Coupled 耦合求解器, 该求解器能够提供比分离式求解器更高的计算精度。空间离散梯度采用基于最小二乘法的 Lesat Squares Cell Based 格式, 考虑到高温气体具有高速高湍流流动的特性, 使用适合处理复杂流动的 PRESTO! 压力格式, 其余各项均采用 Second Order Upwind 格式来提高计算精度。连续方程与动量方程的收敛残差小于 10^{-4} , 能量方程的收敛残差小于 10^{-6} ^[19-20]。

2.2.1 控制方程

流体的运动严格遵循质量守恒、动量守恒以及能量守恒这三大基本物理定律。这些守恒定律的数学化表达, 即构成了描述流体流动行为的控制方程。

1) 质量守恒方程。依据质量守恒定律, 一个流体微元体在单位时间内所接收的流入质量, 恰好等于该时间段内该微元体质量的增量。由此可以推导出质量守恒方程^[21]:

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

式中: ρ 为密度; t 为时间; x_i 为空间 3 个坐标方向; u_i 为 x_i 方向上的速度分量; S 为质量源项。该方程为质量守恒定律的一般数学表达式, 是对流体微元体质量变化情况的精确描述, 普遍适用于各类流体的流动问题。

2) 动量守恒方程。动量守恒定律基于牛顿第二定律, 对于一个流体微元体, 其内部流体动量随时间变化率, 等同于作用在该微元体上的所有外力之和, 由此可以推导出动量守恒方程^[22]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) &= S \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \\ &= -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \end{aligned} \quad (2)$$

式中: P 为静压; τ_{ij} 为应力张量; g_i 和 F_i 分别为 i 方向上的重力体积力和外部体积力。

τ_{ij} 由式 (3) 给出:

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

式中: μ 为黏度, δ_{ij} 为 Kronecker 张量。

3) 能量守恒方程。在处理涉及热交换的流体流动问题时, 必须遵循能量守恒定律。对于任意一个流体微元体, 其内部能量的增加速率等于净流入该微元体的热流量与体积力和表面力对该微元体所做功的总和。流体的能量由内能、动能和势能三部分组成, 以温度和比热容表示内能, 可以得到能量守恒方程为^[23]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho T) + \text{div}(\rho u T) = \text{div} \left(\frac{h}{c_p} \text{grad} T \right) + S_T \quad (4)$$

式中: T 为温度; c_p 为流体的比热容; h 为流体的传热系数; S_T 为黏性耗散项。

2.2.2 湍流模型

综合考虑计算精度和计算时间成本, 选取 Realizable k - ε 模型计算流体的湍流运动, 壁面函数则采用标准壁面函数法 (SWF), 通过添加边界层网格来提升其近壁面区域流动的计算精度。Realizable k - ε 模型是所有 k - ε 模型中最为出色的模型, 已被广泛应用在各种类型的流动模拟^[24]。该方程由 k 方程和 ε 方程组成, 适于求解包括旋转均匀剪切流、管内流动、边界层流动的流动状态。其输运方程分别如式 (5) 和式 (6) 所示^[25-26]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \quad (5)$$

$$G_k + G_b - \rho \varepsilon - 2 \rho \varepsilon \frac{k}{a^2} + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \quad (6)$$

$$\rho C_{1\varepsilon} S_\varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon$$

式中: k 为湍动能; ε 为耗散率; u_i 为 x_i 方向上的速度; μ 为动力黏度; ν 为运动黏度; σ_k 和 σ_ε 分别为湍动能和耗散率对应的普朗特数; C_1 、 C_2 和 C_3 均为经验常数; a 为音速; G_k 和 G_b 为湍动能项; S_k 和 S_ε 则为自定义源项。

2.2.3 质量流率方程

仿真使用质量流率作为入口条件, 通过控制质量流率计算每个网格面上的速度, 并基于该速度计算其他所有与之相关求解变量进入计算域的通量。其计算方程如式 (7) 所示。

$$v_n = \frac{\dot{m} R T}{P A} \quad (7)$$

式中: v_n 为网格面速度; $\dot{m}$ 为网格面上的质量流率; R 为气体常数; A 为网格面积。

2.3 初边值条件

试验测得工程中实际使用的火药点火器稳定燃烧时燃气输出质量流率为 40 g/s, 为探究单点火器直管结构、双点火器 Y 形三通结构以及其中一个点火器故障的 Y 形三通结构内高温气体的流动状态及点火能力的差异, 以火药点火器实际输出的气体质量流率, 即 40 g/s, 作为直管结构和 Y 形三通结构的单管入口质量流率。正常工况下, Y 形三通结构 2 个入口质量流率均设置为 40 g/s, 模拟其中一个点火器故障的 Y 形三通结构时, 其一个入口质量流率保持 40 g/s 的设置不变, 另一个入口质量流率设置为 0。

入口湍流通过给定湍流强度和水力直径控制, 湍流强度设定为 5%, 水力直径通过入口面积与周长之比给定, 入口气体温度为 1 000 K。内流场壁面设置为温度无滑移和速度无滑移的边界条件, 流体与内壁面的传热通过耦合计算, 外壁面设置环境温度 300 K 和速度无滑移的边界条件。以质量流率作为 Fluent 仿真分析的入口条件, 进行仿真分析, 获得高温气体在单点火器直管结构、双点火器 Y 形三通结构以及其中一个点火器故障的 Y 形三通结构内部的流动状态和各位置处的压力、速度以及温度等物理量的变化情况。

3 仿真结果分析

3.1 单点火器直管结构输出性能

入口质量流率为 40 g/s 时, 单点火器直管结构流体区域纵截面的压力、速度和温度云图如图 8 所示。以直管结构的管道轴线为路径, 入口圆心为路径起点, 出口圆心为路径终点, 单点火器直管结构内高温气体的压力、速度和温度沿路径分布的变化曲线如图 9 所示。

由图 8 和图 9 可以看出, 压力沿流动方向下降, 而速度上升, 符合伯努利方程中压力能与动能的转换规律, 温度沿流动方向下降则表明部分内能转化为动能, 与热力学第一定律一致, 各物理量的变化趋势符合能量守恒定律。入口附近气体处于高压状态, 流速较低, 动能转化速率较慢, 因此压力与温度下降平缓。随着流动发展, 动能积累导致速度显著提升, 压力梯度增强, 能量转化过程加速。出口附近因边界层分离和局部收缩效应, 使得流速进一步骤增, 压力与温度随之快速下降, 该变化趋势符合可压缩流动特性。

3.2 双点火器 Y 形三通结构输出性能

2 个入口质量流率均为 40 g/s 时, 双点火器 Y 形三通结构流体区域纵截面的压力、速度和温度云图如

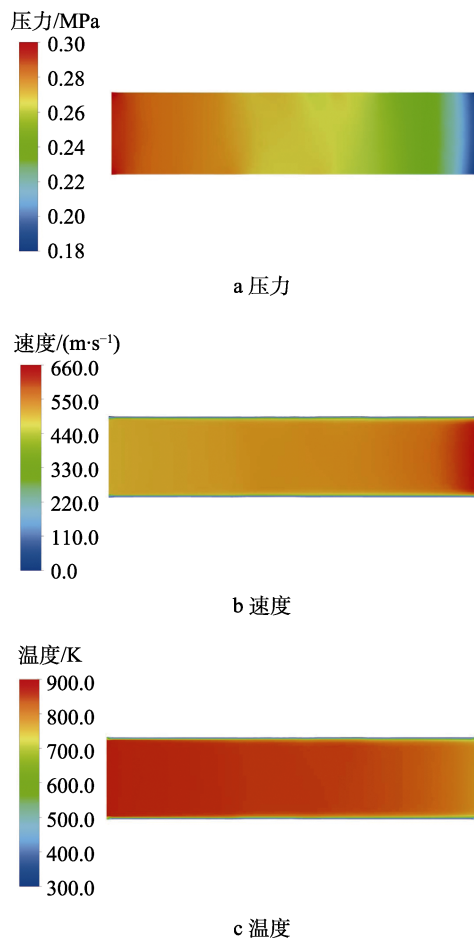


图 8 单点火器直管结构流体区域纵截面云图

Fig.8 Longitudinal section contour for fluid region of single igniter straight tube structure: a) pressure; b) velocity; c) temperature

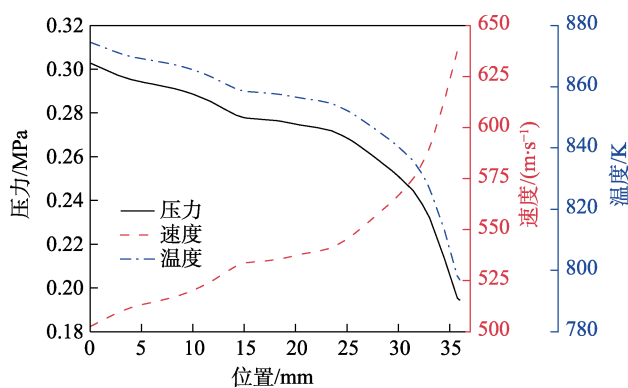


图 9 单点火器直管结构流体压力、速度和温度曲线

Fig.9 Fluid pressure, velocity and temperature curves of single igniter straight tube structure

图 10 所示。以 Y 形三通结构的管道轴线为路径, 入口圆心为路径起点, 出口圆心为路径终点, Y 形三通结构内高温气体的压力、速度和温度沿路径分布的变化曲线如图 11 所示。

从图 10 和图 11 可以看出, Y 形三通结构流体区域的压力和温度在入口处沿着流动方向缓慢下降, 接近 Y 形汇聚处时, 开始急剧下降, 过了 Y 形汇聚处

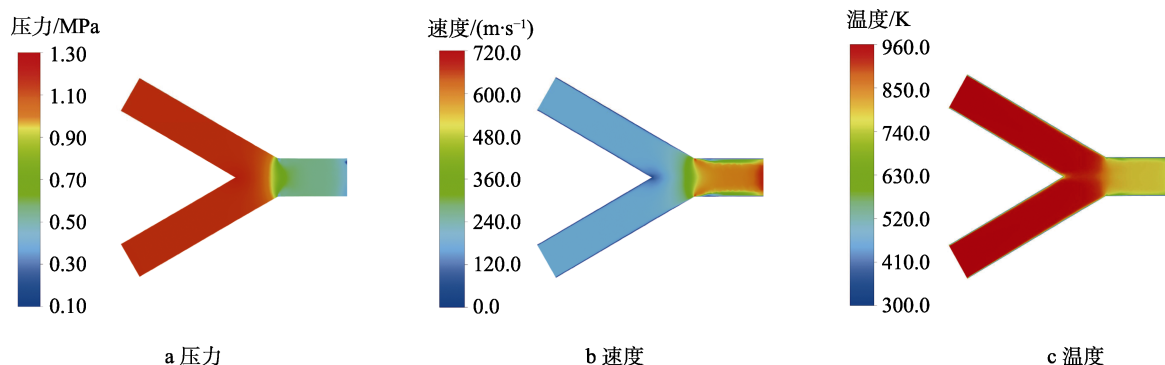
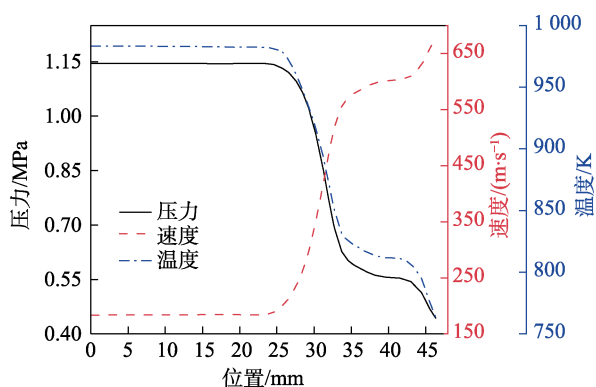


图 10 双点火器 Y 形三通结构流体区域纵截面云图

Fig.10 Longitudinal section contour for fluid region of double igniters Y-type three-way structure:
a) pressure; b) velocity; c) temperature图 11 双点火器 Y 形三通结构流体压力、速度和温度曲线
Fig.11 Fluid pressure, velocity and temperature curves of
double igniters Y-type three-way structure

后,再次缓慢下降,到出口则再次急剧下降。速度在入口处沿着流动方向缓慢上升,接近 Y 形汇聚处时开始急剧上升,过了 Y 形汇聚处后再次缓慢上升,到出口则再次急剧上升。造成气体在流动过程中压力和温度持续下降、速度持续上升的原因,是压力势能和内能持续转化为动能,符合伯努利转化规律。在入口质量流率相同且管径一致的前提下,Y 形三通结构因流道合并,导致有效流通面积减小,根据连续性方程,流速必然增加,因此在 Y 形汇聚处气体压力、

速度和温度会发生显著变化。过了 Y 形汇聚处后,压力和温度再次下降缓慢,是由于 Y 形三通连接处的几何突变引发了流动分离,即气体不再紧贴管壁流动,气体沿管道的方向流速减小,从而产生了逆压梯度。出口附近则因边界层分离和局部收缩效应,使得各压力、速度和温度再次发生显著变化,符合可压缩流动的特性。

3.3 其中一个点火器故障的 Y 形三通结构输出性能

当其中一个点火器故障时,Y 形三通结构流体区域纵截面的压力、速度和温度云图如图 12 所示。以 Y 形三通结构的管道轴线为路径,2 个入口的圆心为路径起点,出口圆心为路径终点,Y 形三通结构内高温高压气体的压力、速度和温度沿路径分布的变化曲线如图 13 所示。

从图 12 和图 13 可以看出,当 Y 形三通结构其中一个点火器故障时,Y 形三通结构内气体的压力相比 2 个点火器均正常工作时会有较大的下降,在气体到达 Y 形汇聚处之前,Y 形三通上下两管道内的压力差距较小,且以缓慢的趋势下降,气体到达 Y 形汇聚处后,压力开始快速下降。由于其中一个点火器发生

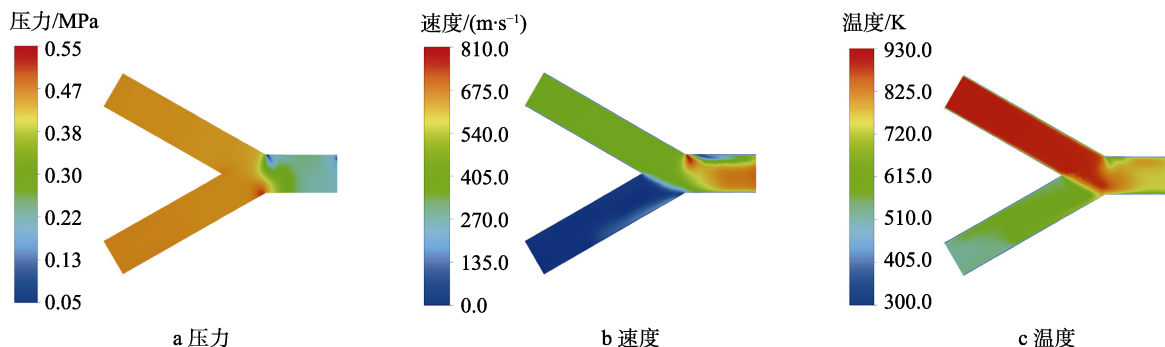


图 12 一个点火器故障的 Y 形三通结构流体区域纵截面云图

Fig.12 Longitudinal section contour for fluid region of one faulty igniter Y-type three-way structure:
a) pressure; b) velocity; c) temperature

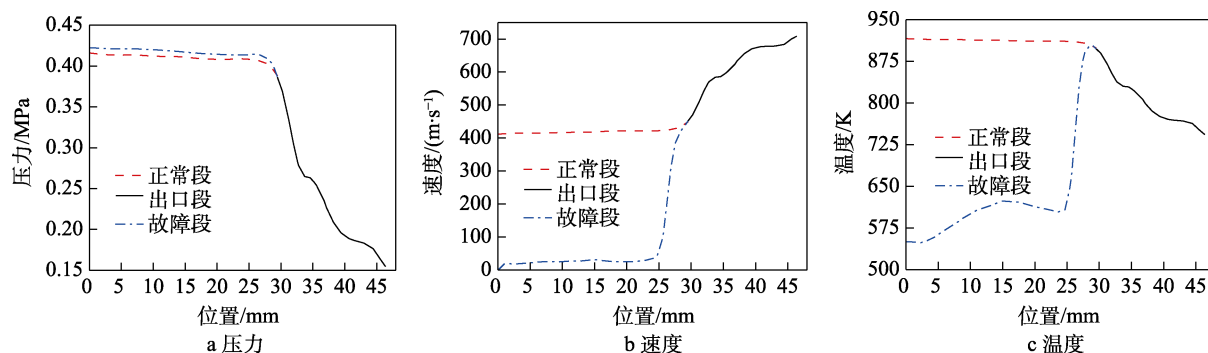


图 13 一个点火器故障的 Y 形三通结构流体压力、速度和温度曲线

Fig.13 Fluid pressure, velocity and temperature curves of one faulty igniter Y-type three-way structure: a) pressure; b) velocity; c) temperature

故障, Y 形三通故障侧的入口不再有气体进入, 因此该侧入口气体速度为 0, 该侧管道内气体在接近 Y 形汇聚处时速度急剧上升。由于故障侧入口质量流率为 0, 正常侧气体需通过单侧流道加速进入 Y 形汇聚处, 导致 Y 形汇聚处流速进一步增大。此现象符合“阻塞流”效应, 即受限流道内流速被迫提升以维持质量守恒。同时, 由于该侧入口不再有高温气体进入, 因此该侧气体温度呈现出从出口到 Y 形汇聚处逐渐上升的趋势, 且在 Y 形汇聚处附近急剧上升。此外, 一个点火器故

障时的 Y 形三通结构流体区域整体仍然呈现出压力和温度随着流动减小, 速度随着流动增大的趋势, 该变化仍然遵循伯努利方程和热力学第一定律。

3.4 输出性能仿真结果对比分析

对单点火器直管结构、双点火器 Y 形三通结构以及其中一个点火器故障的 Y 形三通结构的输出性能仿真结果进行了对比分析, 以单点火器直管结构作为基准计算相对差值, 结果见表 1。

表 1 不同点火结构的气体出口物理量及相对差值

Tab.1 Physical quantity and relative difference of gas outlet of different ignition structures

点火结构	出口压力/MPa	出口速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	出口温度/K	出口压力相对差值/%	出口速度相对差值/%	出口温度相对差值/%
单点火器直管结构	0.19	619.2	779.6	0	0	0
双点火器 Y 形三通结构	0.43	649.8	747.3	126.3	4.9	-4.1
一个点火器故障的 Y 形三通结构	0.16	668.3	727.2	-15.8	7.9	-6.7

根据表 1 的对比结果可知, 3 种点火装置的气体出口压力差异较大, 而速度和温度差异则较小, 这是由于气体的流动速度较大, 属于可压缩流动, 入口质量流率相同, 且 Y 形三通结构和直管结构的管道直径相同, 根据气体状态方程, 气体的变化主要反映为密度和压力的变化。由于气体在 Y 形三通结构内流动的距离大于在直管结构内的距离, Y 形三通内气体的压力势能和内能转化为动能的时间更长, 因此 Y 形三通的出口速度略高于直管结构的出口速度, Y 形三通的出口温度略低于直管结构的出口温度。双点火器 Y 形三通结构相较于单点火器直管结构, 出口压力提高了 126.3%, 出口速度和出口温度变化较小。考虑到气体的压力、速度和温度对点火能力的影响, 可以认为双点火器 Y 形三通结构可提升发动机的点火能力。当 Y 形三通结构其中一个点火器故障时, 其出口压力相比于单点火器直管结构下降了 15.8%, 出口温度下降了 6.7%, 出口速度则上升了 7.9%。整体来看, 其点火能力相较于单点火器直管结构基本相当, 表明 Y 形三通结构具有冗余作用, 对提高氢氧

发动机点火可靠性是有利的。

4 Y 形三通结构优化设计

为提高双点火器 Y 形三通结构的点火性能及可靠性, 基于上述流场特性仿真结果, 提出了在 Y 形三通结构管道连接处添加圆角和减小 Y 形三通结构管道直径 2 种优化设计。2 种优化结构如图 14 所示, 除在 Y 形三通结构的连接处添加半径 2 mm 的圆角和将 Y 形三通管径由 8 mm 缩减至 6 mm 外, 其余几何参数保持不变。Y 形三通结构管道连接处因几何突变易产生流动分离, 导致局部压力损失增大。通过添加圆角可平滑流道过渡, 改善流场均匀性, 缓解气体流经连接处时的流动分离现象, 降低局部湍流强度。在质量流率恒定的条件下, 减小管径可增加单位面积内流入的气体质量, 从而提高出口压力, 增强点火能量传递效率。

通过 Fluent 仿真获得优化后的压力、速度及温度分布, 如图 15 和图 16 所示。以 Y 形三通结构的管

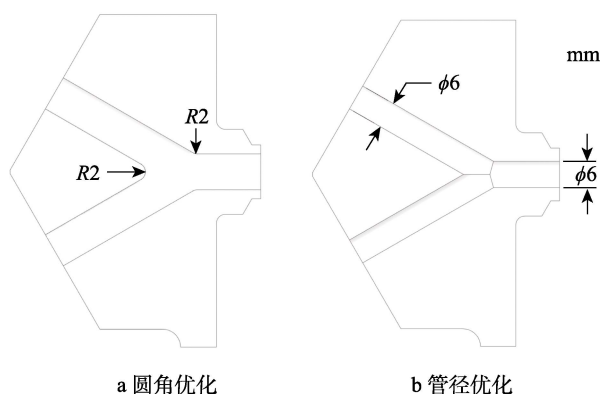


图 14 Y 形三通优化结构

Fig.14 Diagram of optimized Y-type three-way structure : a) round corner optimization; b) pipe diameter optimization

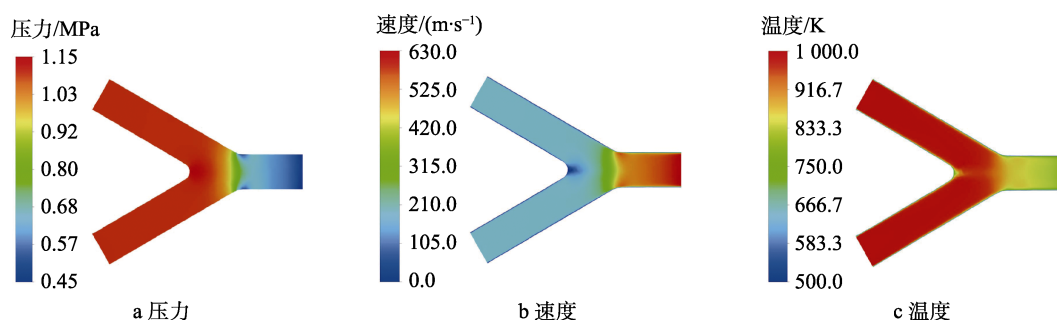


图 15 圆角优化 Y 形三通结构流体区域纵截面云图

Fig.15 Longitudinal section contour for fluid region of Y-type three-way structure with fillet optimization: a) pressure; b) velocity; c) temperature

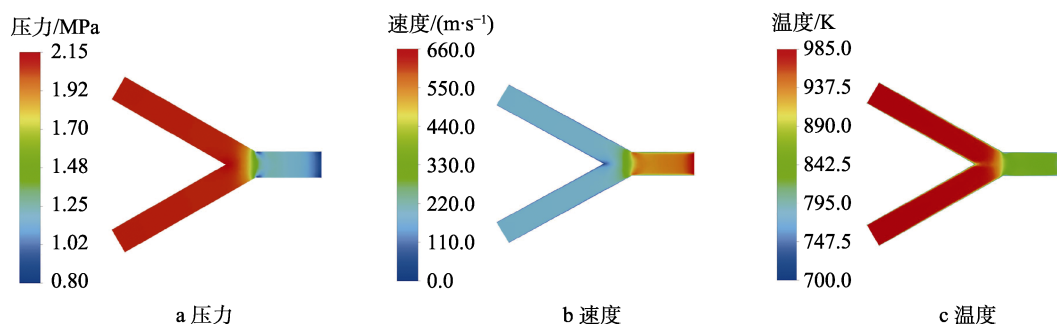


图 16 管径优化 Y 形三通结构流体区域纵截面云图

Fig.16 Longitudinal section contour for fluid region of Y-type three-way structure with reduced diameter: a) pressure; b) velocity; c) temperature

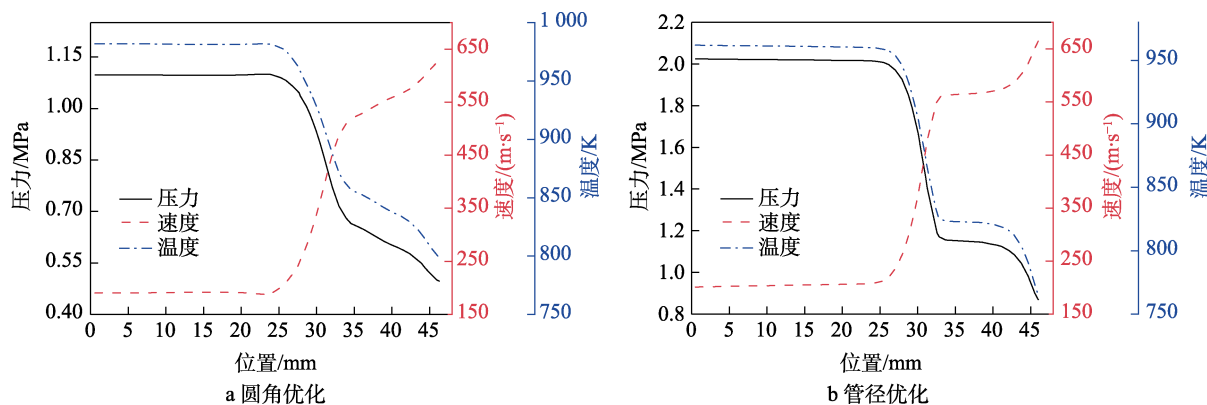


图 17 Y 形三通优化结构流体压力、速度和温度曲线

Fig.17 Fluid pressure, velocity and temperature curves of Y-type three-way optimized structure: a) round corner optimization; b) pipe diameter optimization

道轴线为路径,入口圆心为路径起点,出口圆心为路径终点,Y形三通结构内高温气体的压力、速度和温度沿路径分布的变化曲线如图 17 所示。根据图 16~17 可知,对比未优化结构,圆角设计使 Y 形汇聚处的压力梯度显著降低,压力、速度和温度分布更趋均匀,表明流动分离效应得到有效抑制。管径缩减显著提升了 Y 形三通结构容腔内的气体压力,且未引起速度与温度的剧烈波动。

不同优化方案与原始结构的气体出口物理量及相对差值见表 2。结果表明,在连接处添加圆角后,出口压力提升了 14.0%,由 0.43 MPa 提升至 0.49 MPa,出口温度回升至 775.3 K,接近单点火器直管结构水平,表明能量耗散减少,一定程度上提升

表 2 不同优化方案的气体出口物理量及相对差值

Tab.2 Physical quantity and relative difference of gas outlet of different optimization schemes

点火结构	出口压力/MPa	出口速度/(m·s ⁻¹)	出口温度/K	出口压力相对 差值/%	出口速度相对 差值/%	出口温度相对 差值/%
原始 Y 形三通结构	0.43	649.8	747.3	0	0	0
圆角优化 Y 形三通结构	0.49	609.2	775.3	14.00	- 6.30	3.80
管径优化 Y 形三通结构	0.87	650.7	749.1	102.30	0.14	0.20

Y 形三通结构的点火能力。将管径从 8 mm 减小至 6 mm, 使出口压力提升了 102.3%, 由 0.43 MPa 提升至 0.87 MPa, 出口速度和出口温度则变化较小, 表明该方案可显著增强点火能力。

5 结论

本文通过 Fluent 仿真软件对双点火器 Y 形三通结构和单点火器直管结构进行了不同工况下容腔内高温气体非定常流动的仿真分析, 并在此基础上对 Y 形三通结构进行了优化设计, 得到以下结论:

1) 双点火器 Y 形三通结构和单点火器直管结构流体区域的压力、速度和温度在管道的前端变化缓慢, 而在管道的后端则变化剧烈, 且容腔内气体压力和温度随着流动逐渐减小, 而速度则随着流动逐渐增大, 符合伯努利方程与热力学第一定律。

2) 不同工况下点火装置的气体出口压力差异较大, 而速度和温度差异则较小。这是由于气体在点火管内的流动速度较大, 属于可压缩流动, 入口质量流量相同, 且 Y 形三通结构和直管结构的管道直径相同, 根据气体状态方程, 气体的变化主要反映为密度和压力的变化。

3) 双点火器 Y 形三通结构可以大幅提高氢氧发动机的点火能力, 即使其中一个火药点火器故障, 其双点火器 Y 形三通结构的点火能力也与单火药点火器基本相当, 表明双点火器 Y 形三通结构具有冗余作用, 对提高氢氧发动机点火可靠性是有利的。

4) 在 Y 形三通连接处添加圆角可以通过抑制流动分离, 使出口压力提升 14.0%, 同时改善速度和温度在 Y 形三通内的分布, 一定程度上提升 Y 形三通结构的点火能力。将管径从 8 mm 减小至 6 mm, 可以使出口压力提升 102.3%, 出口速度和出口温度则变化较小, 显著增强 Y 形三通结构的点火能力。

参考文献:

[1] 李斌, 李程, 高玉闪, 等. 重复使用运载火箭液体动力技术发展[J]. 火箭推进, 2024, 50(1): 1-11.
LI B, LI C, GAO Y S, et al. Development of Liquid Propulsion Technology for Reusable Launch Vehicle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(1): 1-11.
[2] 周奇遇, 张家奇. 小推力气态甲烷火箭发动机点火

过程观测[J]. 航空学报, 2024, 45(8): 128876.
ZHOU Q Y, ZHANG J Q. Observation on Ignition Process in Small Rocket Thruster Fueled by Gaseous Oxygen and Gaseous Methane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(8): 128876.
[3] 杨乐, 余贞勇, 何景轩. 基于 FLUENT 的固体火箭发动机点火瞬态内流场仿真影响因素分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 474-477.
YANG L, YU Z Y, HE J X. A FLUENT Analysis of Influencing Factors for SRM Inner Flow Field Simulation at Ignition[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(4): 474-477.
[4] OCHI K K, ERICKSON P A. Effects of Hydrogen-Oxygen Torch Igniter Combustion to an ABS-GOx Hybrid Rocket System[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2023, 48(14): 5668-5680.
[5] NIU L, LIU Y, WANG J C, et al. Reliability Analysis of Pyrotechnic Igniter for Hydrogen-Oxygen Rocket Engine with Low Temperature Combustion Instability Failure Mode[J]. Applied Sciences, 2022, 12(7): 3414.
[6] FRAZER J H, HICKS B L. The Thermal Theory of Ignition of Solid Propellants[J]. The Journal of Physical and Colloid Chemistry, 1950, 54(6): 872-876.
[7] 尹春雷, 李双, 杨学印, 等. 某型号运载火箭发射场模态试验技术[J]. 装备环境工程, 2024, 21(10): 79-86.
YIN C L, LI S, YANG X Y, et al. Modal Test Technology of a Certain Launch Vehicle at the Firing Range[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(10): 79-86.
[8] BUTTAY R, GOMET L, LEHNASCH G, et al. Highly Resolved Numerical Simulation of Combustion Downstream of a Rocket Engine Igniter[J]. Shock Waves, 2017, 27(4): 655-674.
[9] BAUDART P, DUTHOIT V, HARLAY J. Numerical Simulation of Cryotechnic Rocket Engine Ignition[C]// 27th Joint Propulsion Conference. Virginia: AIAA, 1991.
[10] CHANG J, WU G P, TANG H W. Influence of Ignition Channel on the Ignition Performance of Ignition Device[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2018, 2018: 4270790.
[11] D'AGOSTINO L, BIAGIONI L, LAMBERTI G. An Ignition Transient Model for Solid Propellant Rocket Motors[C]// 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City: AIAA, 2001.
[12] 王帅, 梁晓爱, 唐科, 等. Y 型点火结构瞬态燃气压力的数值模拟[J]. 火工品, 2021(4): 11-14.
WANG S, LIANG X A, TANG K, et al. Numerical Simul-

- ation of Transient Pressure Distribution of Y-Type Ignition Structure[J]. *Initiators & Pyrotechnics*, 2021(4): 11-14.
- [13] 王铁岩, 郑孟伟, 蔡振宇. 气氧甲烷火炬式点火器稳态仿真分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2016(4): 63-66.
WANG T Y, ZHENG M W, CAI Z Y. Steady-State Simulation of GOX/Methane Spark Torch Igniter[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2016(4): 63-66.
- [14] 朱珂, 柳洋, 何昆, 等. 双火药点火器 Y 形三通结构输出性能仿真分析[J]. *装备环境工程*, 2024, 21(12): 9-16.
ZHU K, LIU Y, HE K, et al. Simulation Analysis of Output Performance of Y-Type Three-Way Structure of Double Powder Igniter[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2024, 21(12): 9-16.
- [15] 吴有亮, 丁煜朔, 刘潇, 等. 再生冷却推力室准二维传热数值计算[J]. *火箭推进*, 2023, 49(2): 66-73.
WU Y L, DING Y S, LIU X, et al. Quasi-2D Heat Transfer Calculation Method of Regenerative Cooling Thrust Chamber[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2023, 49(2): 66-73.
- [16] FERRAIUOLO M. Investigating the Effective Stress Function Algorithm for the Thermostructural Analysis and Design of Liquid Rocket Engines Thrust Chambers[J]. *Journal of Thermal Stresses*, 2021, 44(12): 1389-1406.
- [17] PIZZARELLI M. Dataset of the Experimentally Measured Heat Transfer in the Throat Region of Liquid Rocket Engine Thrust Chambers[J]. *Data in Brief*, 2021, 37: 107173.
- [18] 王启凡, 余陵, 洪松, 等. 典型固体火箭发动机流热固耦合数值模拟[J]. *弹箭与制导学报*, 2019, 39(2): 11-14.
WANG Q F, YU L, HONG S, et al. Numerical Simulation of the Thermo-Solid Coupling of a Typical Solid Rocket Engine[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2019, 39(2): 11-14.
- [19] 唐必顺. 固体火箭发动机侵蚀燃烧非稳态过程的数值模拟[D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
TANG B S. Numerical simulation of unsteady process of erosion combustion in solid rocket motor[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014.
- [20] 郑晓亚, 王卫祥, 蔡飞超, 等. 固体火箭发动机喷管热结构一体化计算[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(9): 2122-2127.
ZHENG X Y, WANG W X, CAI F C, et al. Thermo-Structure Integrative Computation for Nozzle in SRM[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(9): 2122-2127.
- [21] 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: 7-9.
WANG F J. Computational Fluid Dynamics Analysis: Principle and Application of CFD Software[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004: 7-9.
- [22] 郑力铭. ANSYS Fluent 15.0 流体计算从入门到精通[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015: 7-8.
ZHENG L M. ANSYS Fluent 15.0 Fluid Calculation from Entry to Mastery[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015: 7-8.
- [23] 郑海晶. 火箭发动机尾焰多波段辐射特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2018.
ZHENG H J. Study on Multi-Band Radiation Characteristics of Rocket Engine Tail Flame[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2018.
- [24] 陈玉. 液氧/甲烷发动机推进剂相变过程仿真研究[D]. 上海: 上海电力大学, 2022.
CHEN Y. Simulation Study on Phase Change Process of Liquid Oxygen/Methane Engine Propellant[D]. Shanghai: Shanghai University of Electric Power, 2022.
- [25] 韩炜. 液体火箭发动机再生冷却推力室耦合传热的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
HAN W. Numerical Research on The Coupled Heat Transfer of Thrust Chamber in Cooling Channel of Liquid Rocket[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017.
- [26] ANIL HEMANTH V, JYOTHI U S. CFD Analysis of a Solid Propellant Retro Rocket Motor Using Ansys Fluent[J]. *E3S Web of Conferences*, 2020, 184: 01054.