

空间发动机 MMH/N₂O₄ 喷雾-燃烧-耦合 传热过程模拟研究

许建国^{1,2}, 陈 赟³, 张 禹^{1,2}, 王园丁^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;
3. 航天推进技术研究院, 西安 710100)

摘要: 为探究双组元空间发动机内自燃推进剂喷雾、燃烧和传热特性, 首先对现有 MMH/N₂O₄ (甲基肼/四氧化二氮) 详细燃烧反应机理进行适当简化, 提出适用于三维模拟的 MMH/N₂O₄ 化学反应动力学模型, 并在不同工况下对简化机理的准确性进行了验证; 随后, 采用流体体积 (volume of fluid, VOF) 模型对空间发动机内 MMH/N₂O₄ 射流撞击雾化过程进行了非稳态模拟, 并重点分析了直流互击作用下扇形液膜的形成和演变规律; 基于以上化学反应机理及液雾分布模拟结果, 在欧拉-拉格朗日体系下构建了离散液滴初始分布, 并结合部分搅拌反应器湍流燃烧模型, 开展了空间发动机内 MMH/N₂O₄ 喷雾燃烧及流固耦合传热过程的模拟研究. 结果表明, 空间发动机内推进剂湍流喷射雾化燃烧过程对壁面冷却液膜的形成和发展具有重要影响, 冷却液膜主要出现在燃烧室直线段, 在高温燃气与固体域之间建立了一个明显的温度缓冲层, 从而实现了对发动机壁温的保护.

关键词: 姿轨控火箭发动机; 液体推进剂; 雾化燃烧; 湍流燃烧模拟; 气液两相流

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

文章编号: 1006-8740(2025)02-0150-11

Numerical Investigation on Spray Combustion and Conjugate Heat Transfer of MMH/N₂O₄ in Space Engine

Xu Jianguo^{1,2}, Chen Yun³, Zhang Yu^{1,2}, Wang Yuanding^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China; 2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China; 3. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to investigate the complex characteristics of spray combustion and conjugate heat transfer processes in bipropellant thrusters, a chemical kinetic model of MMH/N₂O₄ (methylhydrazine/dinitrogen tetroxide) suitable for three-dimensional simulation was first proposed by appropriately simplifying the existing detailed combustion reaction mechanism. The accuracy of the proposed reaction mechanism was validated under different conditions. A numerical study was then carried out using the VOF (volume of fluid) model to investigate the transient injection and spray processes of MMH/N₂O₄ through a single injection unit in a space engine. The instantaneous formation and evolution processes of the fan-shaped liquid film formed by the impinging jets were analyzed emphatically. The initial distributions of liquid propellant droplets were calculated on the basis of obtained spray characteristic statistics. A numerical study of spray combustion and conjugate heat transfer processes of MMH/N₂O₄

收稿日期: 2024-05-10.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (U21B2088).

作者简介: 许建国 (1995—), 男, 博士, 工程师, jianguo@zju.edu.cn.

通信作者: 王园丁, 男, 博士, 研究员, yuanding_87@163.com.

within a space engine was carried out using a combination of the proposed chemical reaction mechanism and the partially stirred reactor combustion model. The results indicate that the spray combustion and conjugate heat transfer processes within the space engine are crucial for the formation and development of the liquid film, which primarily appears in the combustion chamber to protect the engine wall from erosion.

Keywords: thruster for attitude and orbit control; liquid propellant; spray combustion; turbulent combustion modeling; gas-liquid two-phase flow

以甲基肼(MMH)、四氧化二氮(N₂O₄)为代表的可贮存自燃液体推进剂具有性能优良、推力范围广、启动方式简单等诸多优势,在火箭发动机尤其是空间姿轨控发动机中得到广泛应用。然而,由于自燃液体推进剂毒性大、腐蚀性强、反应活性高,有关MMH/N₂O₄ 化学反应动力学及喷雾燃烧特性的详细研究至今仍非常有限^[1-3]。近年来,面向火星等更远宇宙空间的探测任务持续推进,空间推进系统的工作环境和任务目标面临新的挑战,亟需研制具备更高性能和可靠性的空间发动机。发展准确可靠的MMH/N₂O₄ 化学反应机理,并针对其喷雾-燃烧-传热过程开展详细数值模拟研究,对于高性能空间姿轨控发动机研发设计具有重要意义。

Catoire 等^[4]最早基于量化计算提出了包含 82 种组分、403 步基元反应的 MMH/N₂O₄ 详细化学反应动力学模型。在此基础上,美国陆军实验室 Anderson 等^[5]对自燃推进剂反应路径进行了更加深入的分析,并公开发表了 MMH 与发烟硝酸的详细化学反应机理,其中包含 82 种组分、513 步基元反应。以上详细机理充分整合了现有化学反应动力学模型,具有较高的可靠性,但由于机理组成过于复杂,难以在三维燃烧模拟中直接应用。Hu 等^[6]对 Anderson 提出的详细机理进行了少量简化,提出包含 72 种组分、406 步基元反应的 MMH/N₂O₄ 燃烧反应机理;尹继辉等^[7]通过反应流和灵敏度分析,获得了包含 25 种组分、43 步基元反应的简化反应机理。Hou 等^[8]根据 MMH/N₂O₄ 燃烧过程不同反应阶段的特点,发展了包含 23 种组分、20 步基元反应的化学动力学模型。以上简化机理虽进行了一定程度的验证,但由于缺乏足够的模型细节,未能得到广泛应用。为降低计算成本,现有大部分 MMH/N₂O₄ 喷雾燃烧模拟研究仍采用更为精简的一步或几步总包反应机理^[9-11]。然而,由于忽略了大部分中间反应,总包反应机理的适用范围和计算精度受到较大限制。

自燃液体推进剂在发动机内需经历喷射雾化、蒸发混合、液相反应、湍流燃烧、流固耦合传热等一系列物理化学过程,各子过程尺度不一且相互耦合。由

于涉及连续流破碎成液块、液丝,最终演化为细小液滴的跨尺度雾化过程,气液两相流动模拟及其与湍流燃烧的耦合一直是发动机喷雾燃烧预测的难点^[12-13]。目前,液体推进剂射流雾化过程的模拟方法主要分为欧拉-欧拉法和欧拉-拉格朗日法两大类。其中,欧拉-拉格朗日法对离散相液滴进行单独追踪,在喷雾燃烧模拟中得到了广泛应用。这一方法的最大限制在于无法准确描述连续液膜破碎为液丝、液滴的一次雾化过程。Wei 等^[14]通过构建射流互击和液滴碰撞子模型,采用欧拉-拉格朗日方法实现了对液体推进剂直流互击雾化的全过程模拟。欧拉-欧拉法在模拟液体推进剂射流雾化过程时更具优势,基于界面捕捉的流体体积(volume of fluid, VOF)模型可以准确计算液膜破碎的一次雾化过程。Jacobsohn 等^[15]采用 VOF 模型对高韦伯数下液态水的撞击雾化过程进行了模拟,雾化锥角、破碎长度等计算结果与实验数据基本一致。然而,对于二次雾化过程中出现的细小液滴和扭曲界面,VOF 模型需要布置足够精细的网格才能准确捕捉,从而使计算量显著增加,难以与湍流燃烧直接耦合计算。

小推力空间姿轨控发动机为保护壁面不被烧蚀,大多采用液膜冷却。因此,发动机燃烧室内存在高温燃气、冷却液膜与固体域之间的耦合传热过程,涉及气液两相流、液膜蒸发沸腾、近壁面湍流和传热等问题。受到计算成本和精度的限制,现有火箭发动机喷雾燃烧模拟大多只关注流体域,忽略了流固耦合传热过程^[16-18]。但实际上,冷却液膜参与的流固耦合传热过程对空间发动机壁面附近流场、温度场及热流分布具有重要影响,冷却推进剂射流参数是影响发动机性能的关键因素^[16, 19]。Lee 等^[18]对双组元发动机边区冷却射流流量和喷射角度的影响进行了模拟研究,但计算过程中仅考虑了流体域。Fu 等^[20]在探究小推力液体火箭发动机壁面液膜的形成和发展规律时,同样忽略了流固耦合传热的影响。Ohminami 等^[21]在双组元发动机喷雾燃烧的瞬态模拟中考虑了高温燃气与固体域的换热过程,但计算得到的发动机壁面温度与实验数据出现了较为明显的偏差,峰值误差超过

20%.

受化学反应机理和气液两相流模型的限制, 现有自燃液体推进剂喷雾燃烧过程的模拟研究仍非常有限, 并且已有研究大多忽略了高温燃气、冷却液膜与固体域之间的耦合传热过程. 针对这一问题, 本文首先基于详细化学反应机理, 构建适用于三维燃烧模拟的 MMH/N₂O₄ 简化反应机理; 随后采用间接耦合方法开展空间发动机内射流撞击雾化、湍流燃烧及流固耦合传热过程的模拟研究, 以深入了解发动机内部工作过程, 揭示各子过程耦合规律.

1 数值方法

本文采用间接耦合方法对空间发动机内 MMH/N₂O₄ 射流撞击雾化、液雾燃烧及流固耦合传热过程进行模拟. 计算过程涉及湍流计算方法、VOF 气液两相流模型、欧拉-拉格朗日方法、液滴蒸发模型、液滴撞壁模型以及湍流燃烧模型等数值方法.

1.1 VOF 模型

为准确预测空间发动机内推进剂射流撞击雾化过程, 本文采用 VOF 模型^[22-23]对气液两相流进行模拟. VOF 模型通过求解液相体积分数 (α) 的输运方程实现对气液运动界面的追踪和锁定. 由于空间发动机涉及 MMH 与 N₂O₄ 两种液体推进剂, 计算过程中需分别求解两个液相体积分数输运方程 (α_1, α_2)、气液三相共用动量方程. 气液间表面张力的影响采用连续表面力模型^[24]求解, 并在动量方程的源项中体现, 湍流脉动通过 SST $k-\omega$ 模型^[25]进行求解. 此外, 考虑到 VOF 模型对网格尺寸的依赖, 本文在模拟气液两相流动过程中采用基于液相体积分数梯度的网格自适应方法^[26]来细化特定网格单元.

1.2 欧拉-拉格朗日方法

1.2.1 离散相控制方程

本文采用欧拉-拉格朗日方法对液雾燃烧过程进行模拟. 计算过程中, 将连续液雾分布转化为离散推进剂液滴, 并通过求解拉格朗日体系下的液滴质量、动量、能量输运方程, 实现对液滴流动、传热、蒸发、撞壁过程的追踪模拟. 液滴运动过程中会与周围高温燃气发生换热, 并不断蒸发为连续气相. 本文液滴表面蒸发速率由公式(1)计算得到.

$$\frac{dm_p}{dt} = k_c A_p \rho_g \ln(1 + B_m) \quad (1)$$

式中: m_p 为液滴质量; A_p 为液滴表面面积; B_m 为 Spalding 质量数; ρ_g 为气相密度; 传质系数 k_c 根据 Sherwood 数关系式推导得到.

为准确描述空间发动机内壁面液膜的形成、发展和蒸发过程, 本文采用 Stanton-Rutland 模型^[27-28]预测液滴与壁面之间的相互作用. 推进剂液滴在撞击壁面后根据液滴撞击能量和壁面温度的不同会出现反弹、黏附、铺展和飞溅等不同反应, 如图 1 所示. 图中 E 为冲击能量, T_w 为壁面温度, T_c 为临界温度, 本文将其设置为饱和温度.

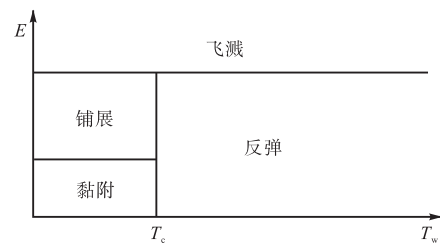


图 1 液滴壁面相互作用

Fig.1 Wall interaction criterion for droplets

1.2.2 连续相控制方程

对于燃烧室内蒸发形成的气相反应物和燃烧产物, 本文基于雷诺平均方法求解 Favre 滤波的质量、动量、能量和组分守恒方程, 而离散液滴与连续气相的相互作用则通过输运方程中的源项体现. 对于动量方程中未封闭的雷诺应力项, 本文采用涡黏假设, 并结合 SST $k-\omega$ 湍流模型^[25]进行求解.

由于空间发动机涉及流固耦合传热过程, 为准确获得推力室温度分布, 本文对固体域内热传导方程进行了求解, 如公式(2)所示.

$$\nabla \cdot (k_s \nabla T) + S_h = 0 \quad (2)$$

式中: k_s 为固体材料导热系数; S_h 为热源项. 固体域内壁面与流体域液膜、高温燃气耦合求解, 外壁面为辐射传热边界.

1.3 湍流燃烧模型

由于组分反应速率的强非线性, 滤波后的反应源项不能通过滤波的温度和组分浓度直接计算, 需单独构建湍流燃烧模型进行求解. 为考虑湍流混合对燃烧反应速率的控制作用, Magnussen 等^[29]提出了涡耗散概念燃烧模型 (eddy dissipation concept, EDC), 假定化学反应在小尺度湍流结构上进行, 化学反应的时间和空间尺度由湍流流动参数所决定, 如公式(3)所示.

$$\bar{\omega}_i = \kappa \frac{\bar{\rho}(Y_i^* - Y_i^0)}{\tau^*} \quad (3)$$

式中: ω_i 和 Y_i^0 分别是组分 i 的反应速率源项和质量分数; κ 为反应体积分数; τ^* 为反应时间尺度; Y_i^* 表示组分 i 在小尺度湍流结构上反应后的浓度. 标准 EDC 湍流燃烧模型中, 小尺度湍流结构上的化学反

应时间和空间尺度仅与湍动能、湍动能耗散率等流动参数相关,并且其系数设定为常数,与局部流动和反应特性无关,这使得反应速率在湍流较弱、氧燃比较低的工况下出现了较大偏差^[30-31]。

针对标准 EDC 燃烧模型存在的问题,有学者^[32]提出采用部分搅拌流反应器 (partially stirred reactor, PaSR) 模型来评估小尺度湍流结构上的反应时间和空间尺度,如公式(4)和(5)所示。

$$\kappa = \frac{\tau_c}{\tau_c + \tau_{\text{mix}}} \quad (4)$$

$$\tau^* = \min(\tau_c, \tau_{\text{mix}}) \quad (5)$$

式中: τ_c 和 τ_{mix} 分别为化学反应和湍流混合时间尺度。其中,化学反应时间尺度由反应体系中尺度最慢的组分决定,如公式(6)所示。湍流混合时间尺度与局部流动参数相关,本文计算方法如公式(7)所示。

$$\tau_c = \max\left(\frac{Y_i^*}{dY_i^*/dt}\right) \quad (6)$$

$$\tau_{\text{mix}} = \left(\frac{C_u}{Re_t}\right)^{\frac{1-\alpha}{2}} \frac{k}{\varepsilon} \quad (7)$$

式中: C_u 为湍流模型系数; α 为指数系数; $Re_t = \mu_t / \mu$, 为湍流雷诺数。

部分搅拌流反应器燃烧模型目前已在不同工况的湍流火焰模拟中得到了验证,并且相比标准 EDC 模型,准确性和适用范围都得到了提升^[33-34]。考虑到空间发动机推进剂喷雾燃烧过程中存在边区贫氧燃烧、低雷诺数流动等情况,本文采用部分搅拌流反应器模型求解湍流与化学反应之间的相互作用。

以上数值模型通过 Fluent 软件及自编 UDF 程序实现(其中部分搅拌流反应器湍流燃烧模型通过 UDF 程序实现)。

2 MMH/N₂O₄ 燃烧反应机理及其验证

如前文所述,现有 MMH/N₂O₄ 喷雾燃烧模拟研究大多采用总包或几步反应机理。实际自燃液体推进剂的燃烧反应过程极其复杂,需经历冷反应、热分解反应、自燃着火反应以及高温反应等多个阶段^[36],采用总包反应机理难以准确描述整体燃烧过程。针对这一问题,本文采用敏感性分析方法^[37]对 Anderson 等^[5]提出的包含 82 种组分、513 步基元反应的详细化学反应机理进行部分简化。机理简化过程中,在不同压力(0.05 ~ 0.4 MPa)、组分摩尔比(0.25 ~ 4)、初始温度(300 ~ 650 K)工况下对各基元反应的敏感性系数(S_i)进行了计算,如公式(8)所示。

$$S_i = \frac{\partial Y(x)}{\partial x_i} \quad (8)$$

式中: Y 代表燃烧特性参数,本文将其设定为点火延迟时间; x_i 为第 i 个基元反应速率常数中的指前因子。敏感性系数主要用于考察各基元反应速率常数的微小变化所引起的燃烧特性参数变化。本文基于累计误差小于 10^{-6} s 的判据,通过剔除敏感性系数较小的反应,最终获得了适用于三维燃烧模拟的 MMH/N₂O₄ 反应机理。简化后的机理包含 31 种组分、58 步基元反应。

表 1 给出了本文构建的 MMH/N₂O₄ 燃烧反应机理与现有化学反应机理的对比,包括 Catoire 等^[4]和 Anderson 等^[5]提出的详细机理,以及 Hou 等^[8]和 Wei 等^[14]改进的简化机理。为测试以上化学反应机理的可靠性,本文采用 Chemkin 软件中的零维等压反应器模型对不同工况下 MMH/N₂O₄ 的瞬时点火过程进行了模拟。

表 1 不同 MMH/N₂O₄ 燃烧反应机理对比

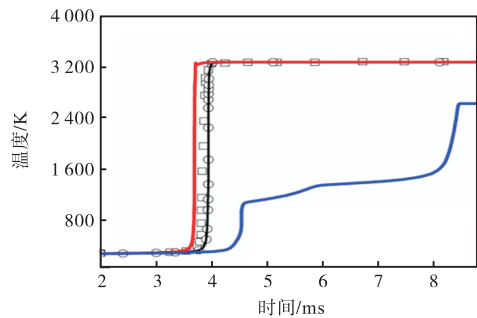
Tab.1 Comparisons of different MMH/N₂O₄ chemical reaction mechanisms

机理作者	组分数目	基元反应数目	发布时间
Catoire et al ^[4]	82	403	2004
Anderson et al ^[5]	81	513	2010
Hou et al ^[8]	23	20	2018
Wei et al ^[14]	28	36	2019
本文	31	58	2024

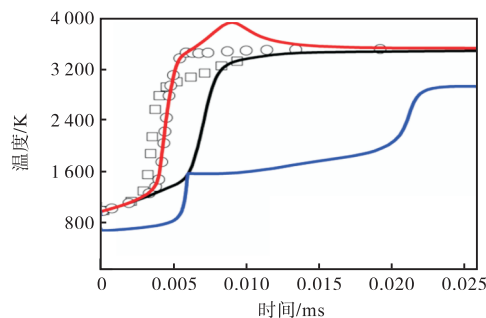
图 2 分别给出了两种不同初始条件下计算的火焰温度瞬时变化曲线,初始反应物的组分、温度及压力已在图中标注。通过对比可以发现,采用 Catoire 和 Anderson 等开发的详细机理预测的火焰平衡温度和点火延迟基本一致,一定程度上体现了详细机理的可靠性。由于公开发表的实验数据有限,本文将以上详细机理的计算结果作为验证参考。与详细机理相比,采用 Hou 等开发的简化机理计算的结果出现了明显偏差,燃烧反应进程滞后,火焰温度也显著偏低,这一现象与 Wei 等^[14]的研究结果吻合。Wei 等开发的反应机理预测的火焰平衡温度与 Catoire 和 Anderson 等机理的计算结果基本一致,但火焰温度瞬时变化过程存在一定差异。相比之下,本文构建的 MMH/N₂O₄ 反应机理表现出更高的准确性,计算结果与详细机理预测结果基本吻合。

图 3 和图 4 进一步给出了常压和高压工况下,不同机理计算的 MMH/N₂O₄ 点火延迟和火焰平衡温度随混合比的变化。其中,混合比定义为 N₂O₄ 与 MMH 的摩尔比值。与详细机理相比,Hou 等构建的反应机理预测的火焰平衡温度明显偏低,并且计算误差会随

着摩尔比偏离 1 逐渐增大. Wei 等构建的机理预测的火焰平衡温度与详细机理的模拟结果基本一致,但在混合比较高的工况下,点火延迟时间的计算结果出现明显误差. 结合图 2~图 4 可以发现,本文构建机理的预测结果在不同工况下都与详细机理保持了较高的一致性,相比于已有简化机理,稳定性和可靠性有明显提升. 因此,本文构建的 MMH/N₂O₄ 燃烧反应机理可用于后续喷雾燃烧模拟.



(a) $T = 298 \text{ K}, p = 24.2 \text{ kPa}, \text{MMH} + 1.0275 \text{ N}_2\text{O}_4 + 1.4725 \text{ NO}_2$



(b) $T = 1000 \text{ K}, p = 100 \text{ kPa}, \text{MMH} + 2.5 \text{ NO}_2$

□ 403步^[5] — 36步^[14]
○ 512步^[4] — 20步^[8]
 — 本文58步

图 2 不同反应机理瞬时点火过程计算结果对比

Fig.2 Calculation results of transient ignition processes using different mechanisms

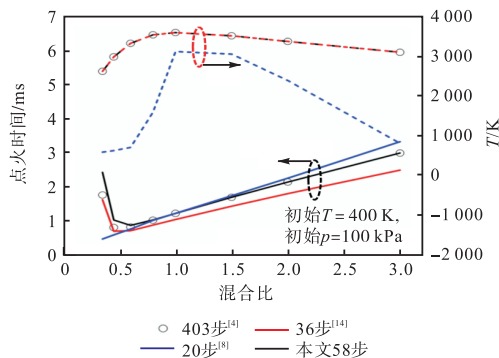


图 3 常压下不同机理点火延迟及平衡温度计算结果对比

Fig.3 Calculation results of ignition delay and equilibrium temperature at 0.1 MPa using different mechanisms

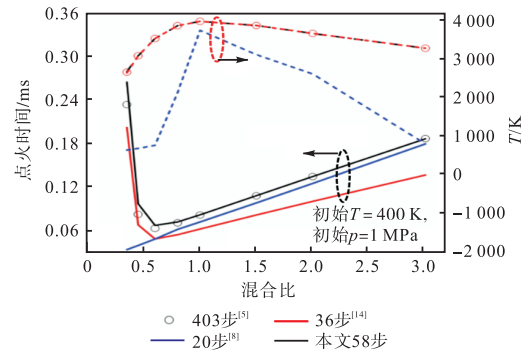


图 4 高压下不同机理点火延迟及平衡温度计算结果对比
Fig.4 Calculation results of ignition delay and equilibrium temperature at 1 MPa using different mechanisms

3 空间发动机 MMH/N₂O₄ 射流撞击雾化模拟

为预测空间发动机内液体推进剂的射流雾化特性,本文采用 VOF 气液两相流模型,对 MMH/N₂O₄ 直流互击雾化过程进行了非稳态模拟. 考虑到发动机燃烧室结构的对称性,本文计算域选取圆柱形燃烧室的一半,并仅保留中间竖直平面上的一组直流互击喷注单元,如图 5 所示. MMH 与 N₂O₄ 的射流孔径分别为 0.48 mm 和 0.39 mm,喷射撞击角度分别为 15° 和 20°,质量流量比为 1 : 1.65. 针对以上计算域,本文划分了一套高质量六面体结构网格,同时在计算过程中,采用基于液相体积分数的网格自适应方法以实现特定网格单元的细化,最小细化网格尺寸设定为 10⁻¹⁸ m³,网格细化级别设定为 6,液雾发展到稳定状态时,计算域整体网格为 1100 万左右,时间步长设置满足最大库朗数 (Courant number) 小于 1.

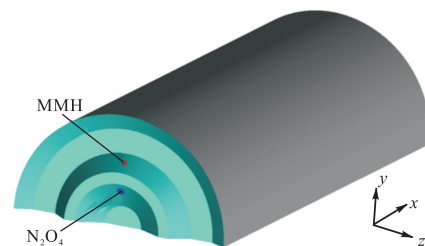


图 5 空间发动机射流撞击雾化计算域
Fig.5 Computational domain of jet impingement within the rocket engine

图 6 给出了 MMH/N₂O₄ 直流互击形成的液雾分布随时间的变化(图中显示结果是液相体积分数为 0.5 的等值面). 液体推进剂射流发生撞击后首先形成扇形液膜,随后在气动力和表面张力的共同作用下逐渐破碎为液块、液丝和大颗粒液滴,最终在向下游移动的过程中雾化成大量细小的液滴颗粒. 从图中

可以看出,本文计算方法可以完整求解 MMH/N₂O₄ 射流撞击的一次及二次雾化过程,当时间进行到 0.5 ms 时,液丝已经呈现稳定的周期性脱落,雾化场

基本达到稳态.图 7 进一步给出了这一时刻不同截面液雾分布的计算结果.由于 N₂O₄ 质量流量和喷射孔直径都大于 MMH,撞击后 N₂O₄ 在径向方向上的

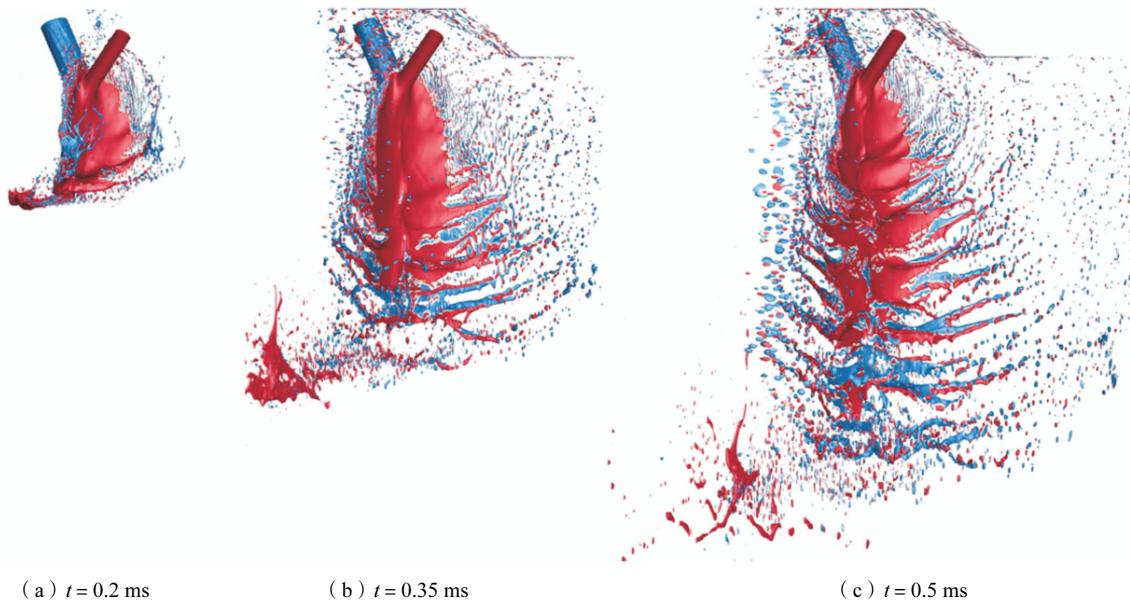


图 6 MMH/N₂O₄ 射流撞击液雾瞬时变化过程 (红色:MMH,蓝色:N₂O₄)

Fig.6 Instantaneous variations of MMH/N₂O₄ spray after impingement (red:MMH, blue:N₂O₄)

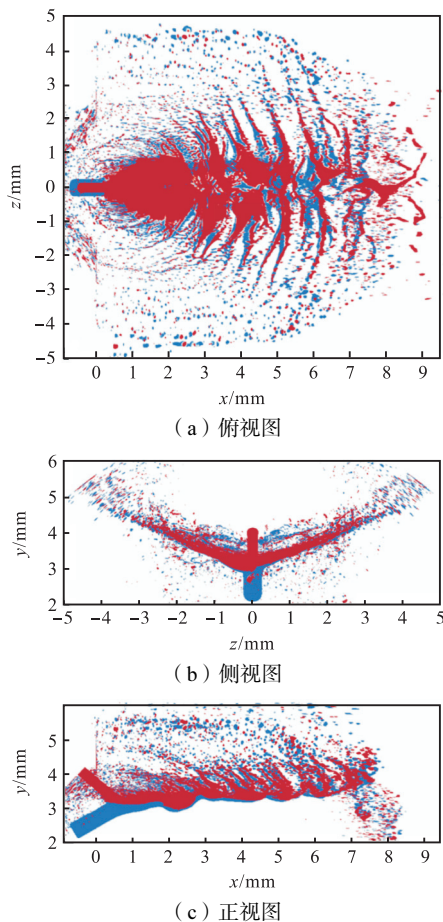


图 7 MMH/N₂O₄ 射流撞击稳态液雾分布 (红色:MMH,蓝色:N₂O₄)

Fig.7 MMH/N₂O₄ spray after impingement at steady state (red:MMH, blue:N₂O₄)

射流动量无法被完全抵消,这使得扇形液膜的两侧位置明显向上倾斜,在 $y-z$ 平面呈现弧形分布.对比来看,MMH 射流更多集中在扇形液膜的中心区域,扩散锥角小于 N₂O₄ 射流,液膜破碎所需距离更长.

根据以上 MMH/N₂O₄ 单喷注单元射流撞击雾化过程的模拟结果,可通过统计方法得到扇形液膜的平面位置、扩散锥角、破碎长度以及颗粒直径等雾化特性,从而转化为用于喷雾燃烧模拟的初始液滴分布.本文基于当前工况得到的液雾分布关键参数,采用离散粒子追踪方法和平面扇形喷射模型,对 MMH/N₂O₄ 直流互击扇形液膜进行了重构.平面扇形模型假定推进剂射流撞击后形成的液膜为扇形分布的离散液滴,如图 8 所示.模型中涉及的参数包括扇形原点、液膜中心点、扇形平面法向向量、喷雾角度、液膜纵向扩散角等均可通过雾化结果计算得到.根据林庆国^[11]对喷雾场粒子直径的测量结果,本文离散液滴最大、最小及中间直径分别设置为 80 μm 、20 μm 、60 μm ,具体液滴直径分布遵循 Rosin-Rammler 分布,如公式(9)所示.

$$Y_d = \exp[-(d/\bar{d})^n] \tag{9}$$

式中: Y_d 为直径小于 d 的液滴质量分数; \bar{d} 为液滴平均直径; n 为粒子直径分布系数,本文设置为 3.5.

图 9 是计算得到的离散液滴的分布与原始液膜模拟结果的对比.为方便可视化,图中离散液滴直径进行了适当放大,部分液滴省略.通过对比可以发

现, 本文重构的离散液滴分布与原始液膜在宏观上的表现基本一致, 可作为后续喷雾燃烧模拟的液相输入条件。

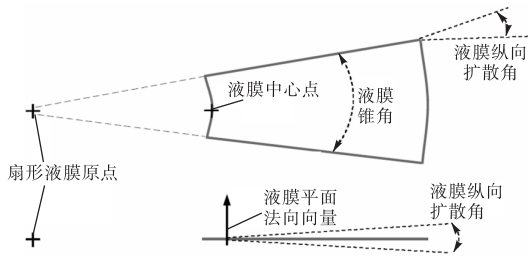


图 8 平面扇形喷射模型
Fig.8 Flat-fan injection model

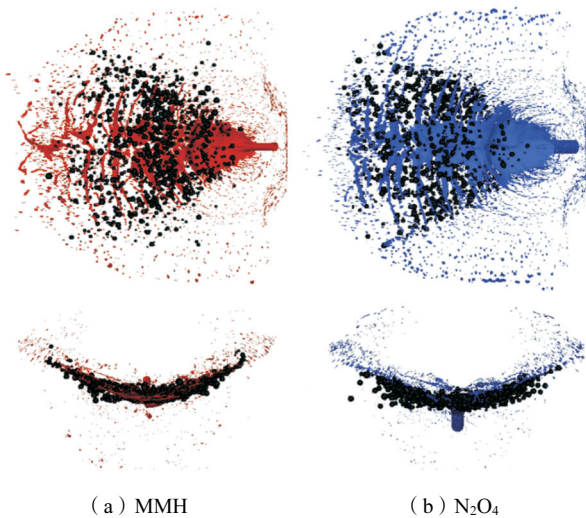


图 9 离散液滴模拟 MMH/N₂O₄ 液雾分布 (图中黑色圆球为离散液滴)
Fig.9 MMH/N₂O₄ spray represented by discrete droplets (black spheres represent discrete droplets)

4 空间发动机内喷雾燃烧及耦合传热模拟

基于前文得到的化学反应机理和液雾分布特性, 本节采用欧拉-拉格朗日方法, 结合 SST $k-\omega$ 湍流模型, 对双组元空间发动机内 MMH/N₂O₄ 喷雾燃烧及流固耦合传热过程进行模拟研究。图 10 是发动机几何模型示意图, 其中包括喷注面、燃烧室、收缩段及喷管扩张段区域。发动机整体轴向长度为 62.7 mm, 其中燃烧室为直径 14.2 mm、长度 15.2 mm 的圆柱体, 喉部和喷管出口直径分别为 6.1 mm 和 35.2 mm, 喷管扩张段长度为 35.4 mm。MMH/N₂O₄ 采用直流互击喷注方式, 喷注面内侧分别布置一圈燃料孔和氧化剂孔, 靠近燃烧室壁面的外侧布置一圈边区冷却燃料孔, 单圈喷注孔数目均为 8 个。喷注孔的孔径、喷射角度以及入口流量与第 3 小节射流雾化模拟中的设置保持一致。发动机固体结构材料热导率设定为温

度的函数, 常温下为 36.5 W/(m·K), 对外热辐射率为 0.85, 出口环境压力为 100 Pa。

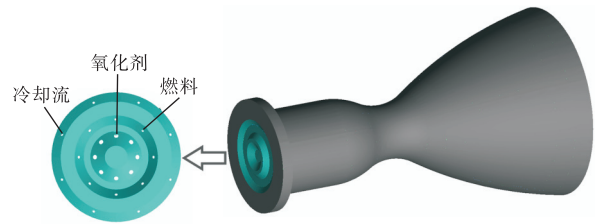


图 10 空间发动机示意
Fig.10 Schematic of the space engine

为节省计算成本, 本文计算域截取圆柱形燃烧室的四分之一部分。针对以上计算域, 本文划分了一套高质量六面体结构网格, 并在壁面、喉部和高速剪切层区域进行了适当加密, 网格数量为 58 万。图 11 展示了部分区域的网格分布情况, 燃烧室和喷管区域最小轴向网格尺寸分别为 0.09 mm 和 0.12 mm, 最小径向网格尺寸分别为 0.06 mm 和 0.08 mm。计算过程中采用第 2 节提出的 MMH/N₂O₄ 简化反应机理, 湍流与化学反应之间的耦合作用通过部分搅拌反应器燃烧模型进行求解, 初始推进剂液滴分布采用平面扇形喷射模型给定, 具体参数根据第 4 节射流撞击雾化模拟结果计算得到。

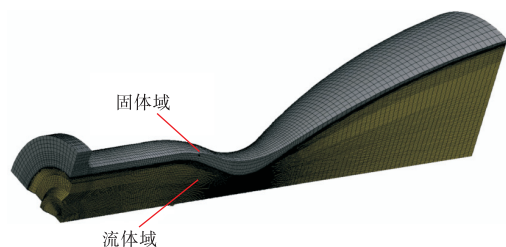


图 11 计算域和计算网格
Fig.11 Computational domain and grid

发动机壁面温度受高温燃气和冷却液膜的共同作用, 是影响发动机可靠性的重要指标, 同时也是考察数值方法准确性的重要参数。为验证本文计算网格的可靠性和计算结果的准确性, 本文将发动机喉部外壁面温度、燃烧室压力(室压)、推力、燃烧效率的模拟结果(Mesh1)与另一套加密网格(Mesh2, 75 万网格)的计算结果及实验值进行了对比, 如表 2 所示。其中, 实验数据来自发动机在同一工况下的高空模拟热试车试验, 由温度、压力、流量传感器测得^[12]。通过对比可以发现, 本文计算方法对室压、推力、燃烧效率的计算误差小于 5%, 喉部位置壁温的模拟结果略高, 但误差仍在 10% 以内。考虑到本文计算忽略了发动机头部固体域和内壁面涂层, 这一误差可以接

受. 此外, 各项关键参数模拟结果与加密网格计算结果偏差均小于 1%. 以上验证结果表明了本文数值模型和计算网格的可靠性.

表 2 关键参数模拟结果验证

Tab.2 Validation of critical parameter calculation results

数值来源	室压/ MPa	推力/ N	喉部壁温/ K	燃烧效率/ %
实验值 ^[12]	3.70	160	1 573	89.2
模拟值 (Mesh1)	3.73	162	1 641	90.5
模拟值 (Mesh2)	3.75	163	1 647	90.9

图 12 是燃烧室及喷管区域的温度分布云图. 从图中可以发现, 推进剂在撞击点附近混合、蒸发后, 开始向下游区域移动, 并随着燃烧反应的进行, 温度迅速升高, 高温燃气逐渐占据整个燃烧室. 边区喷射的液体燃料 MMH 撞击壁面后, 小部分发生反弹、飞溅, 大部分推进剂沿轴向铺展流动, 从而在燃烧室内壁面形成一层低温液膜. 因此, 燃烧室内壁面附近出现了一层明显的低温区域, 这一区域包含了低温液膜及其蒸发后形成的气膜, 在高温燃气和低温壁面之间建立了一个沿径向具有明显温度梯度的缓冲层, 这在图 13 给出的 MMH 和 N₂O₄ 浓度分布中也可以得到验证. 从图 13 中可以发现, 液膜气化产生的 MMH 覆盖了整个燃烧室直线段和部分收缩段区域, 体现了冷却射流对壁面的重要保护作用. 燃烧室内推进剂液滴蒸发形成的大部分燃料和氧化剂出现在撞击点及其下游区域, 并在燃烧反应过程中被迅速消耗. 由于本文发动机采用了富氧燃烧, 并且一部分燃料用于冷却壁面, 反应区的 MMH 会首先被消耗完全, 剩余 N₂O₄ 扩散至下游靠近喉部的区域.

图 14 是发动机燃烧室及喷管区域流场分布的模拟结果. 由于燃烧室内较高的流速主要集中在推进剂射流撞击点及其下游区域, 喷注面与内壁面的夹角处形成了明显的角回流区, 导致扇形液膜、边区冷却射流与高温燃气之间的相互作用明显增强. 高温燃气由燃烧室进入喷管区域后, 流通面积先缩小后增

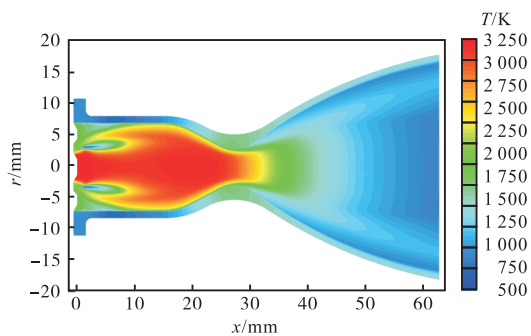


图 12 燃烧室及喷管内温度分布

Fig.12 Temperature distributions in chamber and nozzle

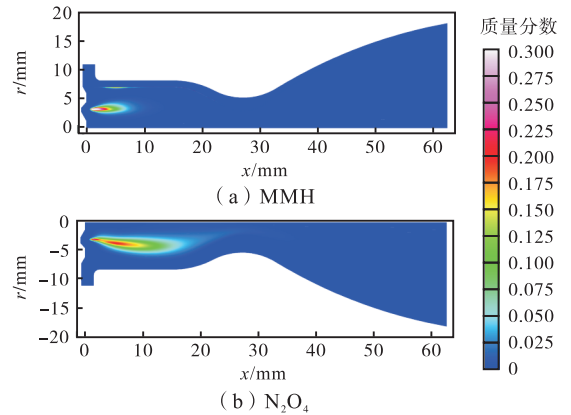


图 13 燃烧室及喷管内 MMH 和 N₂O₄ 浓度分布

Fig.13 MMH/N₂O₄ concentration distributions in chamber and nozzle

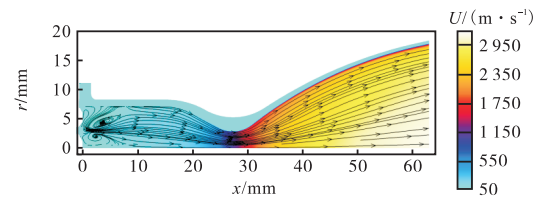


图 14 燃烧室及喷管内流场分布

Fig.14 Velocity and streamline distributions in chamber and nozzle

大, 燃气流速因此迅速增加并达到超音速状态, 而燃气内能逐渐转化为动能, 温度显著降低. 图 15 是温度、速度及压力沿发动机轴线分布的计算结果. 从图中可以发现, 发动机燃烧室内压力和速度基本维持恒定, 燃烧反应近似在等压环境下进行; 随着燃气进入收缩段区域, 流体温度和压力迅速下降, 从而使喷管喉部区域集中了较大的温度、压力和速度变化梯度, 并导致燃气静温、静压在喷管扩张段处于较低水平.

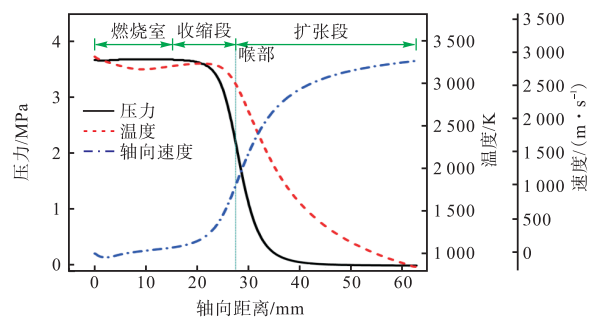


图 15 温度、压力及速度沿发动机轴线的轴向分布

Fig.15 Axial variations of temperature, pressure and axial velocity along the center line

图 16 是发动机燃烧室和喷管区域内、外侧壁面温度分布的计算结果. 从图中可以发现, 燃烧室直线段区域受到冷却液膜的保护作用, 整体温度处于较低水平. 图 17 给出了发动机内侧壁面液膜厚度分布的

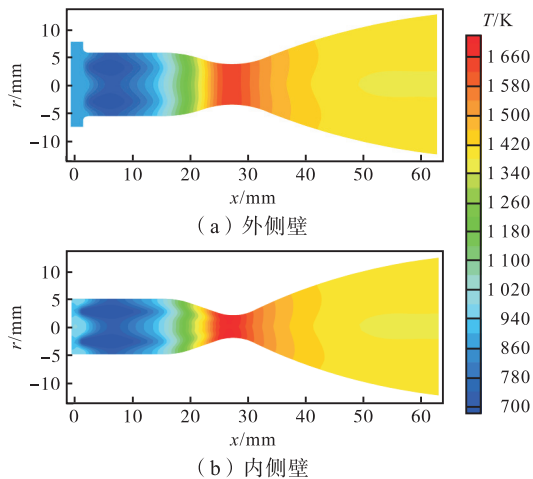


图 16 燃烧室内、外侧壁面温度分布

Fig.16 Temperature distributions in the inner and outer wall

模拟结果,冷却液膜厚度在撞击点(如图中黑色圆圈所示)下游达到最大值,随着轴线距离的增加,液膜开始沿轴向和径向扩散,并不断从燃气侧吸取热量,最终在靠近收缩段的位置完全蒸发.结合图 16 和图 17 可以发现,发动机内侧壁面低温区的分布与液膜厚度分布基本对应,呈现出锯齿形分布,这也与试验中观察到的现象相吻合^[11].收缩段和喉部区域由于缺少液膜的直接冷却作用,温度随轴向距离的增加逐渐升高.图 18 进一步给出了内外侧壁面温度及壁面热流的轴向分布计算结果,从图中可以发现,在燃烧室前段的液膜保护区,流体域温度低于固体域,壁面热流为负值,因此内壁面温度低于外侧壁面;随着轴向距离的增加,液膜保护作用减弱,流体域温度迅速升高,热流开始由流体域向固体域传递,内侧壁面温度逐渐超过外侧.此外,从图中可以明显看出,喉部位置集中了相对高温、高压、高速的燃气以及较小的流通面积,从而呈现出较高的热流密度,固体域温度也在收缩段靠后接近喉部的位置达到最大值.以上结果体现了边区冷却射流对发动机结构的重要保护作用:一方面,冷却液膜的存在减少了高温燃气向燃烧室内侧壁面的对流传热,降低了燃烧室直线段区域的吸热量;与此同时,冷却液膜带走了部分喉部区域

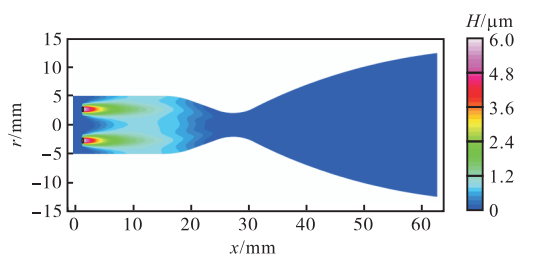


图 17 燃烧室及喷管内侧壁面液膜厚度分布

Fig.17 Wall film height distribution on the inner wall

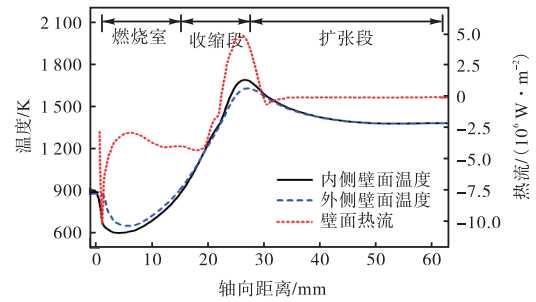


图 18 壁面温度及热流的轴向分布

Fig.18 Axial variations of wall temperature and heat flux

向燃烧室直线段传导的热量,降低了发动机喉部区域的温升.因此,冷却射流的布置对于保护发动机壁面不被烧蚀至关重要.

5 结论

为准确描述空间姿轨控发动机内 MMH/N₂O₄ 喷雾燃烧及流固耦合传热过程,首先对现有 MMH/N₂O₄ 详细化学反应机理进行适当简化,并在不同工况下验证了简化机理与详细机理的一致性;随后,采用 VOF 模型对 MMH/N₂O₄ 单喷注单元射流撞击雾化过程进行了模拟,根据雾化特性的分析结果,构建了描述液体推进剂直流互击液膜分布的离散液滴,并将其作为后续燃烧模拟的初始条件;最后,采用欧拉-拉格朗日方法,结合部分搅拌反应器湍流燃烧模型,对双组元空间发动机内 MMH/N₂O₄ 喷雾燃烧及流固耦合传热过程进行了模拟.模拟结果表明:

(1)空间发动机内推进剂湍流喷射雾化燃烧过程对壁面冷却液膜的形成和发展具有重要影响,推进剂在燃烧室内近似等压燃烧,其反应产物在喷管内会经历由高温、高压到高速、低温、低压状态的转变,较大的变化梯度主要集中在喉部附近.

(2)冷却液膜主要出现在燃烧室直线段,在高温燃气与固体域之间建立了一个明显的温度缓冲层,从而实现对发动机壁温的保护.

(3)冷却液膜的存在使内、外侧壁面的低温区呈锯齿形分布,并在靠近喷管收缩段的区域完全蒸发,固体域的最高温度也因此出现在收缩段靠后接近喉部的位置.

(4)本文数值方法对发动机燃烧室压力、推力的计算误差小于 5%,喉部壁温的模拟结果略高,但误差仍在 10% 以内,表现出较高的准确性和可靠性.

参考文献:

[1] Hayashi J, Tani H, Kanno N, et al. Multilayer reaction zones of a counterflow flame of gaseous nitrogen tetrox-

- ide and a liquid monomethylhydrazine pool[J]. *Combustion and Flame*, 2019, 201: 244-251.
- [2] Black A. Liquid and Gas Phase Chemistry of Hypergolic Reactions between MMH and NTO or RFNA[D]. Indiana, USA: Purdue University, 2017.
- [3] Wu J, Bruce F N O, Bai X, et al. Insights into the reaction kinetics of hydrazine-based fuels: A comprehensive review of theoretical and experimental methods[J]. *Energies*, 2023, 16(16): 6006.
- [4] Catoire L, Chaumeix N, Paillard C. Chemical kinetic model for monomethylhydrazine/nitrogen tetroxide gas phase combustion and hypergolic ignition[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(1): 87-92.
- [5] Anderson W R, McQuaid M J, Nusca M J, et al. A Detailed, Finite-Rate, Chemical Kinetics Mechanism for Monomethylhydrazine-Red Fuming Nitric Acid Systems[R]. Army Research Laboratory, ARL-TR-5088, 2010.
- [6] Hu H B, Chen H Y, Yan Y, et al. Investigation of chemical kinetic model for hypergolic propellant of monomethylhydrazine and nitrogen tetroxide[J]. *Journal of Energy Resources Technology*, 2021, 143(6): 062304.
- [7] 尹继辉, 胡洪波, 李远远, 等. MMH/NTO 双组元自燃推进剂反应机理简化[J]. *火箭推进*, 2021, 47(2): 40-46.
- Yin Jihui, Hu Hongbo, Li Yuanyuan, et al. Investigation of reduced chemical kinetic model of MMH/NTO hypergolic propellants[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(2): 40-46(in Chinese).
- [8] Hou L, Fu P, Ba Y. Chemical mechanism of MMH/NTO and simulation in a small liquid rocket engine[J]. *Combustion Science and Technology*, 2018, 19(4): 1-18.
- [9] Qin J, Zhang H. Numerical analysis of self-excited combustion instabilities in a small MMH/NTO liquid rocket engine[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 2020(1): 1-17.
- [10] Lee K H. Numerical simulation on thermal and mass diffusion of MMH-NTO bipropellant thruster plume flow using global kinetic reaction model[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 93: 104882.
- [11] 林庆国. 空间轨控发动机高效燃烧室仿真与试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- Lin Qingguo. Simulation and Experiment Research on the High Efficient Combustion Chamber for Space Orbit Maneuvering Rocket Engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015(in Chinese).
- [12] Chen Xiaodong, Yang Vigor. Recent advances in physical understanding and quantitative prediction of impinging-jet dynamics and atomization[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(1): 45-57.
- [13] Gorokhovski M, Herrmann M. Modeling primary atomization[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2008, 40: 343-366.
- [14] Wei Q, Liang G. Numerical simulation of ignition process for the monomethyl hydrazine-nitrogen tetroxide thrusters[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(4): 704-719.
- [15] Jacobsohn G L, Baldwin E T, Schmidt D P, et al. Diffuse interface eulerian spray atomization modeling of impinging jet sprays[C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, Florida, 2018: AIAA 2018-2078.
- [16] Zhang G, Li G, Li L, et al. Thermal performance of MMH/NTO rocket thrust chamber based on pintle injector by using liquid film cooling[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 223: 120035.
- [17] 张连博, 毛晓芳, 汪凤山, 等. 针栓喷注式 MMH/NTO 推力室燃烧及传热数值仿真[J]. *推进技术*, 2015, 36(10): 1487-1495.
- Zhang Lianbo, Mao Xiaofang, Wang Fengshan, et al. Numerical simulation of pintle thruster combustion and heat transfer for MMH/NTO hypergolic bipropellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1487-1495(in Chinese).
- [18] Lee Y W, Jiang T L. Effects of fuel impingement-cooling on the combustion flow in a small bipropellant liquid rocket thruster[J]. *Journal of Mechanics*, 2015, 31(2): 161-170.
- [19] Shine S R, Nidhi S S. Review on film cooling of liquid rocket engines[J]. *Propulsion and Power Research*, 2018, 7(1): 1-18.
- [20] Fu P, Hou L, Ren Z, et al. A droplet/wall impact model and simulation of a bipropellant rocket engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88: 32-39.
- [21] Ohminami K, Ogawa H, Uesugi K. Numerical bipropellant thruster simulation with hydrazine and NTO reduced kinetic reaction model[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, 2009: AIAA 2009-452.
- [22] Hirt C W, Nichols B D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries[J]. *Journal of Com-*

- putational Physics*, 1981, 39(1): 201-225.
- [23] Du Cong, Liu Jianzhong, Huang Zhenyu, et al. VOF method for impinging-jet atomizers[J]. *Energy & Fuels*, 2010, 24(1): 451-455.
- [24] Brackbill J U, Kothe D B, Zemach C. A continuum method for modeling surface tension[J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, 100(2): 335-354.
- [25] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [26] Popinet S. Gerris: a tree-based adaptive solver for the incompressible Euler equations in complex geometries[J]. *Journal of Computational Physics*, 2003, 190(2): 572-600.
- [27] Stanton D W, Rutland C J. Modeling fuel film formation and wall interaction in diesel engines[J]. *SAE Transactions*, 1996, 105: 808-824.
- [28] O'Rourke P J, Amsden A A. A spray/wall interaction submodel for the KIVA-3 wall film model[J]. *SAE Transactions*, 2000, 109: 281-298.
- [29] Ertesvåg I S, Magnussen B F. The eddy dissipation turbulence energy cascade model[J]. *Combustion Science and Technology*, 2000, 159(1): 213-235.
- [30] Evans M J, Petre C, Medwell P R, et al. Generalisation of the eddy-dissipation concept for jet flames with low turbulence and low Damköhler number[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(4): 4497-4505.
- [31] Evans M J, Medwell P R, Tian Z F. Modeling lifted jet flames in a heated coflow using an optimized eddy dissipation concept model[J]. *Combustion Science and Technology*, 2015, 187(7): 1093-1109.
- [32] Iavarone S, Péquin A, Chen Z X, et al. An a priori assessment of the partially stirred reactor (PaSR) model for MILD combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(4): 5403-5414.
- [33] Ferrarotti M, Li Z, Parente A. On the role of mixing models in the simulation of MILD combustion using finite-rate chemistry combustion models[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(4): 4531-4538.
- [34] Giuntini L, Frascino L, Ariemma G B, et al. Performance assessment of modeling approaches for moderate or intense low-oxygen dilution combustion in a scale-bridging burner[J]. *Energy & Fuels*, 2023, 37(13): 9500-9513.
- [35] 巴延涛, 侯凌云, 毛晓芳, 等. 甲基肼/四氧化二氮反应化学动力学模型构建及分析[J]. *物理化学学报*, 2014, 30(6): 1042-1048.
- Ba Yantao, Hou Lingyun, Mao Xiaofang, et al. Construction and analysis of a chemical kinetic model for monomethylhydrazine/nitrogen tetroxide reactions[J]. *Acta Physico-Chimica Sinica*, 2014, 30(6): 1042-1048 (in Chinese).
- [36] Tamás Turányi. Sensitivity analysis of complex kinetic systems: Tools and applications[J]. *Journal of Mathematical Chemistry*, 1990, 5(3): 203-248.