

采用欧拉-拉格朗日方法的针栓推力室 燃烧性能数值仿真

余航¹, 刘赞聪¹, 孙五川¹, 黄佐华¹, 李龙飞², 卞香港², 张英佳¹

(1. 西安交通大学绿色氢电全国重点实验室, 710049, 西安;

2. 西安航天动力研究所, 710100, 西安)

摘要: 针对带有边区液膜冷却的针栓式喷注器火箭发动机“效率-冷却”的固有矛盾,以甲基肼/四氧化二氮(MMH/NTO)针栓发动机为研究对象,采用 $k-\omega$ SST 湍流模型、欧拉-拉格朗日方法及涡耗散概念模型耦合多步化学反应机理,开展了推力室燃烧过程三维数值仿真研究,系统剖析了边路冷却比例和动量比对推力室性能的影响机制。研究表明:双排孔针栓喷注器的射流雾化结构呈现 3 个锥角的典型特征,燃烧高度依赖雾化掺混效果;随冷却比例增加,壁面温度显著降低,当冷却比例超过 27% 时,推进剂混合比偏离最佳值,推力室室压降低。综合考虑壁面温度安全性与推力室性能,边路冷却比例最优区间为 20%~27%;动量比对推力室流场分布和燃烧效率影响显著,存在最佳动量比区间,偏离该区间均导致掺混效果不佳,进而使得推力室性能下降,双排孔针栓喷注器的建议动量比区间为 2.10~3.06。该研究为 MMH/NTO 双组元针栓喷注推力室设计优化提供重要依据,为实现针栓发动机高效、安全运行提供工程指导,也为同类型姿轨控发动机性能优化提供设计参考。

关键词: 姿轨控发动机;针栓式喷注器;甲基肼/四氧化二氮;三维数值仿真

中图分类号: V434+.13 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202601017 **文章编号:** 0253-987X(2026)01-0171-09

Numerical Simulation on Combustion Performance of Pintle Injector Thrust Chamber Using Euler-Lagrange Method

YU Hang¹, LIU Yuncong¹, SUN Wuchuan¹, HUANG Zuohua¹, LI Longfei²,
BIAN Xianggang², ZHANG Yingjia¹

(1. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To address the inherent trade-off between efficiency and cooling in rocket engines with pintle injectors featuring peripheral liquid film cooling, a three-dimensional numerical simulation of combustion processes in the thruster chamber of an monomethylhydrazine/nitrogen tetroxide (MMH/NTO) pintle engine is conducted using the Euler-Lagrange approach coupled with a multi-step chemical reaction mechanism. The influence mechanisms of the peripheral cooling ratio and momentum ratio on thrust chamber performance are systematically analyzed. The results show that as the cooling ratio increases, the wall temperature significantly decreases. However,

收稿日期: 2025-03-24。 作者简介: 余航(1999—),男,硕士生;张英佳(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目:

国家自然科学基金“叶企孙”科学基金重点资助项目(U2141203)。

网络出版时间: 2025-08-29

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250829.1320.002>

when the cooling ratio exceeds 27%, the propellant mixture ratio deviates from the optimal value, leading to a reduction in chamber pressure. Considering both wall temperature safety and thrust chamber performance, the optimal range for the peripheral cooling ratio is 20%—27%. The study also reveals that the momentum ratio significantly affects the flow field distribution and combustion efficiency of the thrust chamber, with an optimal momentum ratio range identified. The recommended value for this configuration is 2.10—3.06. This study provides critical insights for the design optimization of MMH/NTO bipropellant pintle injector thrust chambers, offers engineering guidance for achieving efficient and safe operation of pintle engines, and serves as a design reference for performance optimization of similar attitude and orbit control engines.

Keywords: attitude and orbit control engine; pintle injector; monomethylhydrazine/nitrogen tetroxide; three-dimensional combustion numerical simulation

针栓式喷注器凭借其优异的推力调节性能、制造便利性和高工作可靠性,被广泛应用于变推力姿轨控飞行器。早在20世纪50年代,美国喷气推进实验室就已经开展了栓式喷注器内自燃液体推进剂的混合和燃烧时滞特性研究,随后美国TRW公司开始对栓喷注器进行工程化研制^[1]。1963年,针栓式喷注器首次应用于美国阿波罗飞船变推力火箭发动机,成功实现了4.67~46.7 kN推力可调,燃烧效率波动小于1.6%,为登月舱软着陆提供了关键技术支撑^[2]。近年来,针栓喷注器技术持续推动航天工程发展。2016年,美国Space X公司研制的Merlin发动机成功实现了猎鹰火箭的海上回收;2013—2024年间,中国嫦娥系列探测器持续搭载针栓发动机,相继完成了近月制动、月背软着陆及采样返回等里程碑式的任务^[3-4]。然而,由于“效率-冷却”的固有矛盾,持续提高燃烧效率以减少航天器燃料携带量,以及优化发动机冷却以提高运行稳定性,目前仍是针栓发动机保障航天器动作成功率和在轨寿命亟待解决的关键问题。

针对燃烧效率提升,国内外学者开展了射流雾化特性、针栓喷注器结构优化等研究,取得了系列成果。Cheng等^[5]建立了液-液针栓式喷注器喷雾锥角理论模型,实验结果表明,喷嘴几何参数和喷射参数可影响总动量比(设为 C_{TMR}),进而影响喷雾锥角。Zhao等^[6]开展了针栓喷注器射流实验,利用高速摄影方法提取了喷雾锥角,提出了半经验半理论锥角预示公式。陈慧源等^[7]通过调节针栓喷注器的总动量比,研究了空心区分布及Sauter平均直径的变化趋势。

在结构优化方面,咸裕丰等^[8]采用非绝热稳态扩散火焰面模型模拟了二维针栓喷注器液氧/甲烷发动机推力室跨临界燃烧过程,发现减小针栓喷注器径向喷嘴尺寸和针栓直径可提高推力室性能,越

程比在1附近可平衡推力室头部冷却和燃烧效率。Zhou等^[9]使用欧拉-拉格朗日方法对不同总动量比下的三维液氧/甲烷针栓喷注器喷雾燃烧特性进行了模拟研究,结果表明,两种推进剂充分混合的接触面率先释热形成高温火焰,随混合程度提高,火焰表面积增加并形成明显的弧形剪切火焰,高总动量比条件下的推进剂撞击动量大,混合良好,有助于提高整体燃烧效率。俞南嘉等^[10]基于二维数值仿真研究了液氧/煤油针栓喷注器总动量比对发动机燃烧场的影响,发现总动量比为1时效率最佳。Hwang等^[11]对9种不同结构针栓发动机在超临界燃烧工况下的总动量比和阻塞率进行了实验研究。认为超临界条件下,燃烧效率对总动量比较为敏感,但对阻塞率不敏感;脉动模态下,两者均无明显影响。张连博等^[12]采用欧拉-拉格朗日方法对针栓喷注式甲基肼(MMH)/四氧化二氮(NTO)双组元自燃推进剂液体火箭发动机进行了二维数值仿真,研究了喷注器压降与总动量比对燃烧效率的影响规律。发现喷注器压降对燃烧效率的影响大于总动量比,推力室性能对燃料路雾化效果的敏感性显著高于氧化剂路。

在针栓发动机液膜冷却研究方面,Xu等^[13]建立了偏二甲肼(UDMH)/NTO气膜冷却仿真模型,揭示出气膜冷却情况下推力室壁温从1 000 K降低至813 K,有效保护了壁面。唐亮等^[14]试验结果表明,推力室头部混合比在3.6左右时,液膜占比每提高2.3%,燃烧室燃烧效率约降低1%。Zhang等^[15]建立了针栓发动机二维边区液膜冷却模型,给出了轴栓头直径、氧化剂槽高度、冷却剂消耗率对液体冷却性能和燃烧效率的影响规律。发现较小的栓头直径和氧化剂槽高有利于提升性能。冷却比例从18%提升至24%时,最高壁温下降11%,但是特征

速度仅下降 1.3%。

以上研究结果表明,目前结合针栓发动机燃烧与膜冷却的研究仍相对较少,且以二维仿真为主,虽已揭示边区冷却比例和总动量比对推力室性能的影响,但是这些因素对推力室压力、燃烧效率和热防护等多方面综合影响机制仍不充分,针栓发动机“效率-冷却”边界寻优仍有挑战。本文耦合 MMH/NTO 多步反应机理,对带有边区液膜冷却的针栓喷注器进行了三维燃烧场数值模拟,研究了总动量比和边区冷却比例对推力室压力的影响规律,为解决“效率-冷却”固有矛盾和 MMH/NTO 双组元针栓发动机优化设计提供参考。

1 数值方法

1.1 数值模型和控制方程

本文采用三维坐标系下 Navier-Stokes 方程和拉格朗日坐标系下离散相方程的欧拉-拉格朗日两相流耦合方法,通过离散相模型(DPM)简化推进剂在推力室中的蒸发掺混过程。在欧拉-拉格朗日方法下,液相燃料简化为离散相的液滴由拉格朗日方法跟踪求解,而气相则由欧拉方法进行求解,离散相液滴和连续相气体之间的耦合通过控制方程中的源项来实现。采用 $k-\omega$ SST 模型模拟燃烧室湍流过程,该模型在处理高温高压问题时具有较高的可靠性。利用体积反应中的涡耗散概念模型(EDC),耦合 19 组分、36 步反应的 MMH/NTO 多步反应动力学模型进行推力室燃烧仿真。通过有限体积法对控制方程组进行空间离散,通过耦合算法对连续性方程、湍流方程、能量方程以及组分守恒方程进行求解,进而实现针栓喷注器燃烧场的三维数值仿真。

连续性方程、动量方程、能量方程、组分守恒方程如下

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = S_m \quad (1)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}) + \mathbf{F} \quad (2)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} H) = \nabla \cdot \left(\frac{k_{\text{eff}}}{C_p} \nabla H \right) + Q_h \quad (3)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_i) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_i + R_i + W_i \quad (4)$$

式中: ρ 为流体密度; $\mathbf{v}$ 为流体速度矢量; S_m 为离散相添加至连续相的质量; p 为流体静压; $\boldsymbol{\tau}$ 为应力张量; $\mathbf{F}$ 为外部体积力; H 为流体焓值; k_{eff} 为有效热导率; C_p 为比定压热容; Q_h 为化学反应热源项; Y_i 为组分 i 的质量分数; $\mathbf{J}_i$ 为组分 i 的扩散通量; R_i 为化学反应中组分 i 的净生成速率; W_i 为离散相转化组分 i 的速率。

1.2 网格模型和边界条件

本文基于某针栓喷注式推力室构型,开展三维数值仿真。其中 MMH 分为两路:中心路 MMH 经轴向环缝喷注至推力室,边区冷却路通过推力室周向分布的冷却喷孔注入; NTO 通过两组呈交错排列的径向喷注孔沿法线方向喷入推力室。中心路环缝喷注的 MMH 与径向喷注的 NTO 碰撞雾化、二次破碎形成液滴,在蒸发作用下掺混形成可燃气,在推力室完成湍流燃烧。边区冷却路 MMH 经周向冷却孔喷入生成壁面液膜,通过液膜蒸发与气膜贴壁冷却,有效阻隔高温燃气对壁面传热。为降低三维全尺寸模型的计算量,采用周期性对称边界,基于几何对称性将模型简化为原结构的 1/6,在保证物理场特征完整性前提下提升计算效率,针栓喷注器推力室简化模型如图 1 所示。

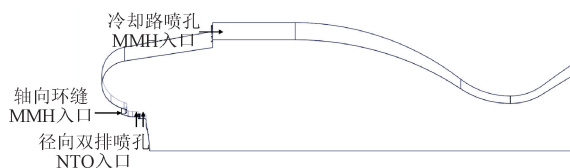


图1 针栓喷注器推力室简化模型

Fig. 1 Simplified model of a pintle injector thrust chamber

本文采用多面体网格,结合周期性对称边界,将推力室结构按 1:6 的比例进行几何分割。为提升推力室两相反应流计算结果准确性,对喷注器喷口区域进行网格加密。图 2 给出了推力室头部压力计算的网格无关性验证,通过对 4 种不同网格数计算结果对比分析发现,13 万网格数的计算结果偏差较大,与 58 万网格数的结果偏差达 5.3%。58 万网格数与 116 万网格数的计算结果仅相差 0.4%,表明 58 万网格数已能充分保证计算精度。因此,本文选择 58 万网格数来兼顾准确性和高效性。

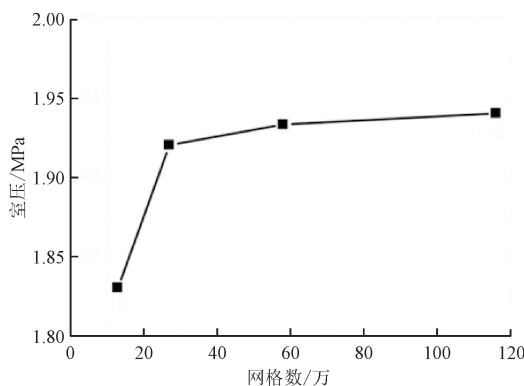


图2 网格无关性验证

Fig. 2 Grid independence verification

推力室头部网格如图 3 所示。采用 DPM 方法表征 MMH/NTO 双组元推进剂的雾化过程,喷雾速度及碰撞锥角通过冷态射流雾化仿真和拟合计算得出。推力室标准工况是依据设计标准而设定的一套稳定运行时的工况条件及参数,本文所用发动机推力室设计压力为 2 MPa,推进剂混合比(NTO 与 MMH 质量的比)为 1.65,总质量流量为 5.219 kg/s,其中 NTO 质量流量为 3.249 kg/s,MMH 质量流量为 1.97 kg/s。主路燃料温度设置为 300 K,粒径为 80~100 μm ;边路冷却燃料温度设置为 300 K,粒径为 300 μm ;氧化剂温度设置为 283 K,粒径为 80 μm 。壁面采用耦合边界条件模型,该模型考虑了热对流、热传导及热辐射,壁面材料为铌合金,其物性参数设置如表 1 所示。推力室出口边界类型为压力出口,数值设置为标准大气压(101 325 Pa)。

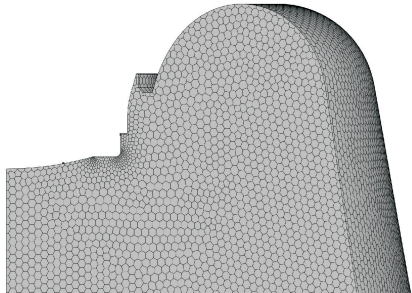


图 3 推力室头部网格
Fig. 3 Grid at the thrust chamber head

表 1 铌合金物性参数

Table 1 Properties of Nb alloy material

物性参数	数值
密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	8 900
比热/($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	0.28
热导率/($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	39
发射率	0.87

径向孔喷注的 NTO 液束与轴向环缝喷注的 MMH 液膜碰撞,形成三股液束/液膜。第 1 股由 MMH 液膜与大孔 NTO 液束碰撞合成,锥角为 α_1 ;第 2 股由 MMH 液膜与小孔 NTO 液束碰撞合成,锥角为 α_2 ;第 3 股为 MMH 液膜下漏部分,锥角为 α_3 ,标准工况下 3 个锥角分别为 81°、55°及 20°。依据该雾化结构设置多组喷嘴,针栓喷注器喷嘴锥角设置如图 4 所示。

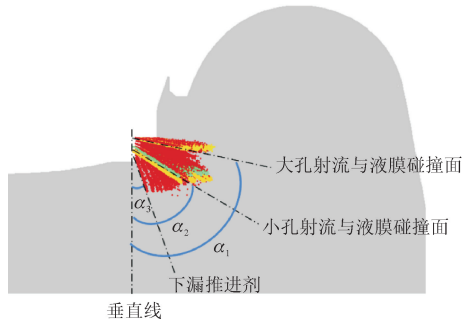


图 4 针栓喷注器喷嘴锥角设置
Fig. 4 Nozzle cone angle setting of pintle injector

2 结果与讨论

2.1 标准工况仿真结果及试验验证

本文采用设置计算域监测点和壁面网格平均的方式提取参数。燃烧室室压取值头部穹顶区域设置的压力监测点,喉部壁面温度取值发动机喉部最低位置处网格节点平均温度。温度及压力取值点如图 5 所示,仿真取值位置与试验测量点保持一致。

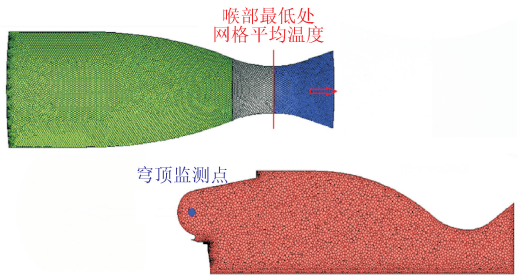


图 5 仿真温度及压力取值点
Fig. 5 Simulation temperature and pressure measurement points

图 6 给出了推力室壁面沿轴线方向仿真温度分布。壁面温度沿推力室轴线呈现双峰结构,第 1 个

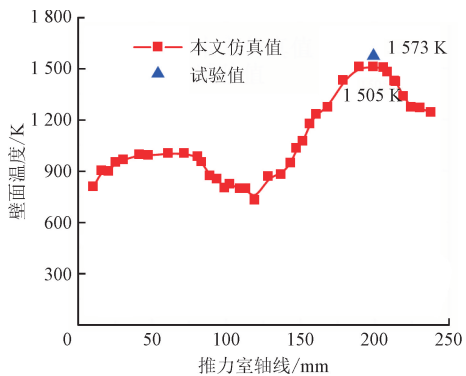


图 6 推力室壁面温度分布
Fig. 6 Wall temperature distribution of the thrust chamber

峰值由推进剂雾化掺混后高温燃气冲撞产生;第 2 个峰值由喉部收缩加速高温燃气导致局部大热流产生。壁面最高温度一般出现在喉部收缩最窄区域^[16],本文标准工况计算结果为 1 505 K。由于液膜冷却作用,推力室壁面温度始终处于安全阈值以内,与文献[17-21]中液膜冷却效果一致。试验结果由西安航天动力研究所提供,标准工况试验测得室压为 1.968 MPa,喉部外壁面温度为 1 573 K;模拟室压为 1.933 MPa,喉部外壁面温度为 1 505 K,与试验结果偏差分别为 1.8%(室压)和 4.3%(壁温)。本文仿真结果与试验结果偏差较小。

2.2 标准工况下雾化燃烧结果分析

图 7 和图 8 分别给出了冷态 DPM 雾化模拟结果和热态燃烧模拟结果。图 7 中蓝色粒子为 MMH,绿色粒子为 NTO;图 8 中红色粒子为 MMH,蓝色粒子为 NTO,X、Y 为推力室物理模型在空间的尺寸。轴向 MMH 液膜与径向双排孔喷出的 NTO 液束碰撞雾化,产生大孔碰撞混合束、小孔碰撞混合束、下漏 MMH 3 处推进剂区域,高温火焰处于推进剂混合夹角区域。

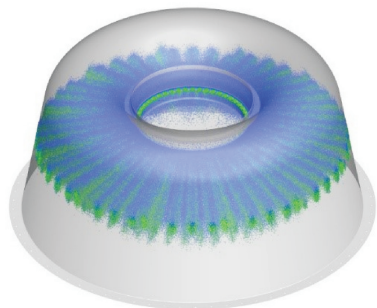


图 7 DPM 粒子喷雾混合结果(冷态)

Fig. 7 DPM particle spray mixing results (cold state)

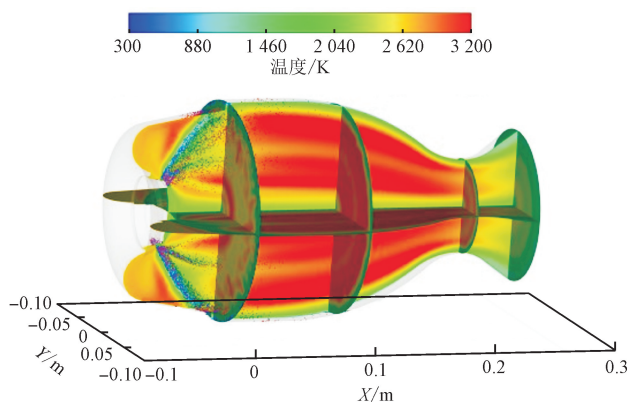


图 8 推力室推进剂及燃烧温度分布(热态)

Fig. 8 Propellant and combustion temperature distribution in the thrust chamber (hot state)

图 9 给出了标准工况下燃烧温度场和压力场分布。针栓头部区域的温度维持在 1 200 K 左右,推力室头部火焰区温度为 2 500 K。由于喷注结构和推进剂分布,中心区燃烧反应最为剧烈,此处火焰温度可达 3 000~3 200 K。靠近推力室壁面的区域,由于冷却液膜有效隔离,温度控制在 1 600 K 以下,确保了壁面安全性和结构稳定性,这也体现了膜冷却在降低壁温方面的重要作用,防止了热应力对壁面材料的损伤,延长了推力室的使用寿命。推力室内压力分布呈现显著的区域性特征,在头部区域,压力分布较为均匀,其值稳定在 1.933 MPa 左右;在喉部喷管区域,压力梯度显著增大,压力转换为动能,燃气速度显著增加,形成推力。

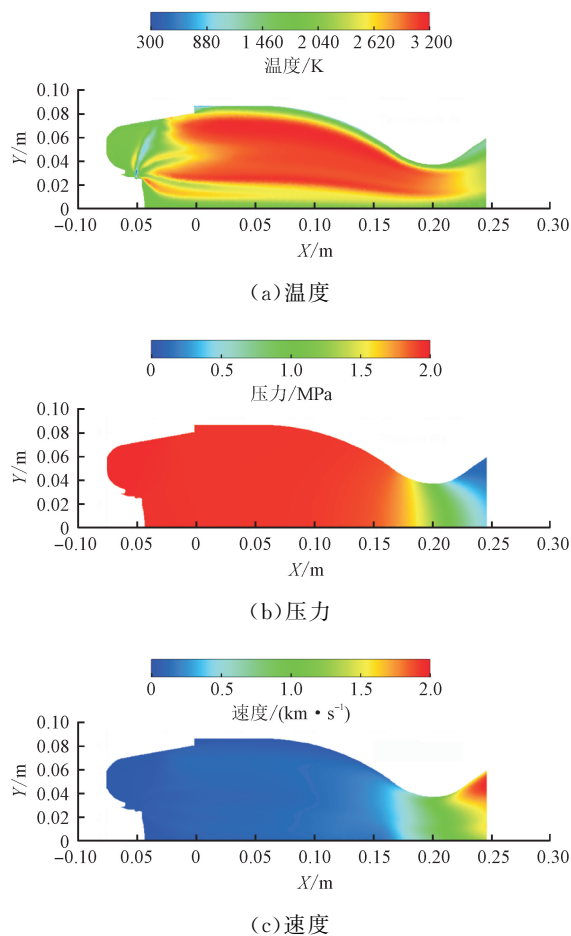


图 9 推力室温度、压力和速度分布

Fig. 9 Contour of temperature, pressure and velocity distribution

图 10 给出了标准工况下推力室组分分布情况。MMH 与 NTO 均分布在与其对应的推进剂液束区域,并受到燃气速度牵引向出口方向混合扩散。由于径向 NTO 有较高动量,可有效击穿 MMH 液膜,

导致其组分比例峰值显著高于 MMH。该分布模式与前期报道的针栓喷注器射流雾化结果一致^[22-23],表明径向 NTO 液束在混合扩散过程中具有更强的穿透能力。OH 组分分布呈现明显的区域集中特征,OH 峰值出现在 MMH 与 NTO 液束夹角区域,说明燃烧行为对推进剂雾化掺混过程存在高依赖性。

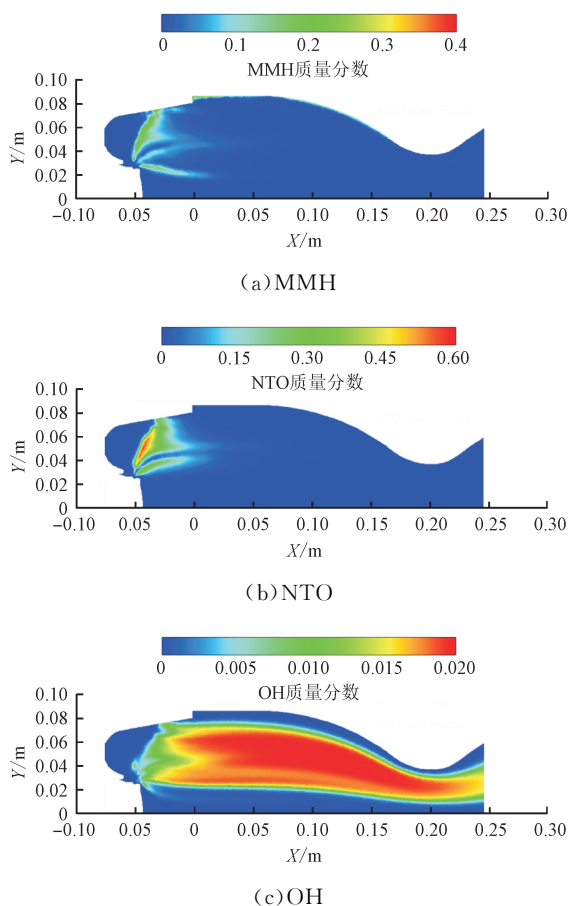


图 10 推力室典型参数分布

Fig. 10 Contour of typical parameter distributions

2.3 冷却比例对燃烧压力的影响

火箭发动机推力室在运行中具有高温高压的特点,伴随强氧化性介质的高速流动,喉部拉法尔喷管处压降形成超声速气体喷出,推力室具有宽范围变工况需求,因此推力室工作环境恶劣,保障发动机的安全稳定运行十分重要。本文所用模型设计工作压力为 2 MPa,燃气温度超过 3 200 K,采用边区冷却燃料喷注的冷却方式,将一定比例 MMH 液束喷入,撞击壁面形成液膜,受热汽化后演变为气膜冷却层,降低壁面温度。仿真结果表明,当冷却剂质量分数从 10% 提升至 35% 时,喉部区域最高温度(冷却剂质量分数为 10% 工况下达到 2 142 K)呈单调递

减趋势。主流壁面材料容许工作温度一般在 1 873 K 以下^[24],故需要适当提高壁面冷却比例,控制最高温度低于容许值。

燃料冷却比例对推力室性能的影响如图 11 所示。由于边路 MMH 不参与针栓喷注器的碰撞雾化,与中心 NTO 的掺混效果较弱,边路 MMH 比例增加使得边路燃料与氧化剂混合不足,影响发动机燃烧效率,性能下降。边路燃料冷却比例由 10% 增加至 27% 时,冷却比例每增加 1%,室压相较于设计压力仅下降 0.06%;而冷却比例在 27%~35% 区间时,冷却比例每增加 1%,室压下降 0.40%;可见,冷却比例大于 27% 时,室压下降加速,推力室性能损失加大。综合考虑针栓喷注器推力室性能和壁面安全性,本文建议冷却比例最优区间为 20%~27%。

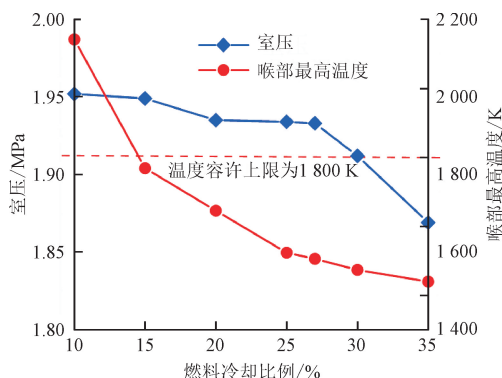


图 11 燃料冷却比例对推力室性能的影响

Fig. 11 Effect of cooling ratio on the performance of thrust chamber

2.4 动量比对推力室流场的影响

本文喷注器径向采用双排喷孔(大孔和小孔交错布置),轴向为环缝。双排孔在双组元推进剂的空间混合分布上相较于单排喷孔更具优势,在推力室中交叉碰撞,掺混更为充分,可有效提高推力室空间利用率。碰撞锥角数值与推进剂 C_{TMR} 相关。

文献[25]中 C_{TMR} 为 1 时掺混效果最好,偏离该值时燃烧效率下降。由于本文喷注器径向孔的双排孔结构,大孔及小孔的孔径差异使得径向液束的动量不同,本文模型与传统经验具有差异性, C_{TMR} 最佳值仍需研究确定。因此,本文针对喷注器附近区域,引入局部动量比 C_{LMR} (径向单孔 NTO 液束动量与对应轴向环缝 MMH 液膜动量的比)表征大孔及小孔各自与轴向液膜的碰撞,以 C_{LMR} 结合碰撞锥角预示公式计算获得推进剂初始碰撞锥角边界条件开展计算,并最终获得针栓喷注器整体最优 C_{TMR} 区间。

碰撞锥角预示公式如下

$$\alpha = 0.87\arctan(2C_{\text{TMR}}) \tag{5}$$

式(5)由动量守恒定理结合实验结果形成的半理论半经验公式,详见文献[26]。

推力室温度分布如图 12 所示,随着 C_{TMR} 增大,推进剂碰撞锥角逐渐增大,燃烧火焰区向燃烧室头部延伸。低 C_{TMR} 下,推进剂掺混效果相对较弱,推力室火焰分布呈现明显的多段不均匀特征;高 C_{TMR} 下,推进剂射流刚性较强,径向射流使得推进剂混合气分隔,形成两部分分离的火焰特征;而中等 C_{TMR} 下,推进剂掺混效果好,火焰高温区分布均匀,燃烧性能较好。推进剂掺混及火焰分布越均匀,则推力室的燃烧组织越好,推进剂及推力室空间利用率高。因此 C_{TMR} 存在一个最佳区间,使得推力室的室压性能最好,偏离该值会使得推力室性能下降, C_{TMR} 在 2.10~3.06 之间掺混效果最好。不同总动量比下推力室性能表现见表 2。

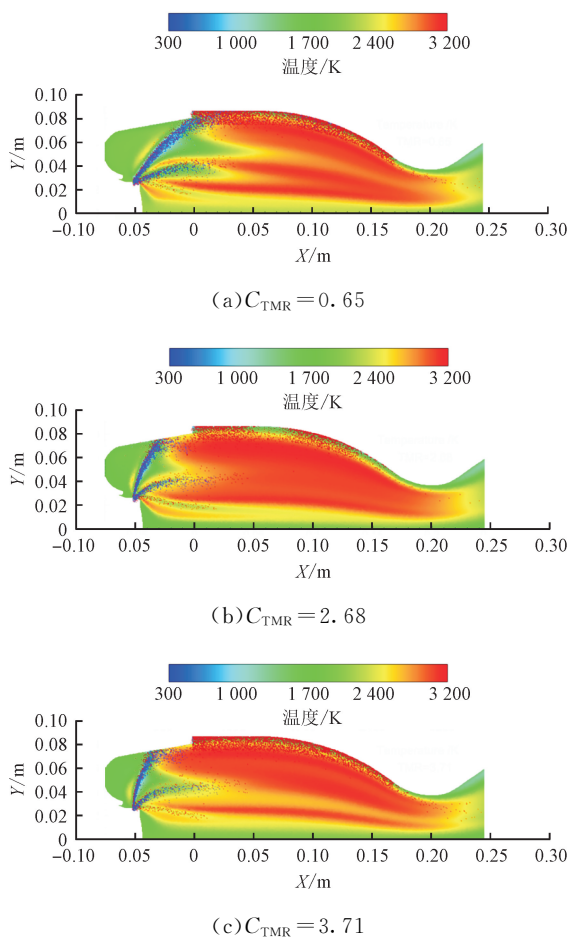


图 12 不同 C_{TMR} 下推力室液滴、温度分布

Fig. 12 Contour of droplet and temperature distribution under different total momentum ratios

表 2 不同总动量比下推力室性能表现

Table 2 Performance of thrust chamber under different total momentum ratios

总动量比	$\alpha_1/(^{\circ})$	$\alpha_2/(^{\circ})$	$\alpha_3/(^{\circ})$	室压/MPa
3.71	83	60	22	1.851
3.06	82	57	21	1.911
2.68	81	55	20	1.933
2.10	79	50	19	1.921
1.61	77	46	18	1.837
1.12	72	40	15	1.823
0.87	69	36	13	1.804
0.65	64	32	10	1.751

3 结 论

本文针对针栓发动机燃烧性能开展了三维数值仿真研究,系统探究了边路燃料冷却比例和局部当量比对推力室性能的影响,进一步摸清了针栓式 MMH/NTO 发动机燃烧与流动特性,主要结论如下。

(1)本文基于欧拉-拉格朗日方法并结合 DPM 及 EDC 模型构建了一套燃烧仿真方法,有效提升了液体针栓发动机燃烧仿真的准确性。标准工况下的仿真结果与试验结果较为吻合,其中推力室室压偏差为 1.8%,推力室喉部外壁温度偏差为 4.3%,该方法可有效应用于三维坐标下 MMH/NTO 针栓发动机的燃烧模拟。

(2)提升边路冷却比例可有效降低壁面温度,但冷却比例过高会使得轴向 MMH 液膜的流量下降,头部推进剂混合比偏离最佳值,从而降低燃烧效率,因此需要控制合适比例兼顾“性能-冷却”。综合考虑壁面温度安全性和推力室性能,燃料冷却比例在 20%~27%之间较为适宜。

(3) C_{TMR} 对推进剂的碰撞锥角有决定性作用,进而影响推进剂掺混及火焰的空间分布,造成推力室空间利用率的改变。存在一个最佳 C_{TMR} 区间(双排孔针栓发动机建议值为 2.10~3.06),偏离该区间燃烧性能下降。因此,在实际工程应用中,需探究针对特定构型的最佳 C_{TMR} ,以实现推力室的高效、安全运行。

参考文献:

[1] DRESSLER G A, BAUER J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics [C]//36th

- AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2000: AIAA 2000-3871.
- [2] 谢远, 聂万胜, 姜传金, 等. 针栓式喷嘴喷雾燃烧特性研究进展 [J]. 推进技术, 2022, 43(7): 42-60.
XIE Yuan, NIE Wansheng, JIANG Chuanjin, et al. Research progress on spray combustion characteristics of pintle injector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 42-60.
- [3] 张波涛, 李平, 王凯, 等. 变推力液体火箭发动机中针栓喷注器研究综述 [J]. 宇航学报, 2020, 41(12): 1481-1489.
ZHANG Botao, LI Ping, WANG Kai, et al. Review on pintle injector of throttling liquid rocket engine [J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(12): 1481-1489.
- [4] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器 7 500 N 变推力发动机研制 [J]. 中国科学(技术科学), 2014, 44(6): 569-575.
LEI Juanping, LAN Xiaohui, ZHANG Rongjun, et al. The development of 7 500 N variable thrust engine for Chang' E-3 [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014, 44(6): 569-575.
- [5] CHENG Peng, LI Qinglian, XU Shun, et al. On the prediction of spray angle of liquid-liquid pintle injectors [J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 145-151.
- [6] ZHAO Fan, ZHANG Haibin, ZHAO Liang, et al. A new modeling method for spray angle prediction of liquid-liquid pintle injector [J]. AIAA Journal, 2023, 61(11): 4960-4975.
- [7] 陈慧源, 李清廉, 成鹏, 等. 动量比及其调节方式对针栓喷注器喷雾特性的影响 [J]. 物理学报, 2019, 68(20): 209-222.
CHEN Huiyuan, LI Qinglian, CHENG Peng, et al. Influence of momentum ratio and its throttling method on spray characteristics of pintle injector [J]. Acta Physica Sinica, 2019, 68(20): 209-222.
- [8] 咸裕丰, 孙冰. 针栓式喷注器液氧/甲烷发动机燃烧特性数值仿真 [J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1561-1569.
XIAN Yufeng, SUN Bing. Numerical simulation of combustion characteristics of LO_x/CH_4 engine with pintle injector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7): 1561-1569.
- [9] ZHOU Rui, SHEN Chibing. Influence of momentum ratio control mode on spray and combustion characteristics of a LO_x/LCH_4 pintle injector [J]. Journal of Zhejiang University-Science: A Applied Physics & Engineering, 2022, 23(5): 415-420.
- [10] 俞南嘉, 鲍启林, 张洋, 等. 针栓式液氧/煤油发动机燃烧数值仿真 [J]. 火箭推进, 2018, 44(4): 23-29.
YU Nanjia, BAO Qilin, ZHANG Yang, et al. Numerical simulation of combustion for $\text{LO}_x/\text{kerosene}$ engine with pintle injector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(4): 23-29.
- [11] HWANG D, KIM J, RYU C, et al. Geometric effects of liquid rocket engine pintle injectors in supercritical combustion [J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23(5): 941-952.
- [12] 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): 1487-1494.
ZHANG Lianbo, MAO Xiaofang, WANG Fengshan, et al. Numerical simulation of pintle thruster combustion and heat transfer for MMH/NTO hypergolic bi-propellant [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(10): 1487-1494.
- [13] XU Bo, CHEN Bing, PENG Jian, et al. A coupled heat transfer calculation strategy for composite cooling liquid rocket engine [J]. Aerospace, 2023, 10(5): 473.
- [14] 唐亮, 王凯, 刘计武, 等. 液膜冷却对火箭发动机燃烧效率的影响 [J]. 火箭推进, 2023, 49(3): 69-75.
TANG Liang, WANG Kai, LIU Jiwu, et al. Influence of liquid film cooling on combustion efficiency of rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(3): 69-75.
- [15] ZHANG Guodong, LI Guangxi, LI Longfei, 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.
- [16] 刘昌波, 林革, 宋大亮, 等. 针栓式推力室冷却特性试验研究 [J]. 火箭推进, 2020, 46(1): 13-19.
LIU Changbo, LIN Ge, SONG Daliang, et al. Experimental study on cooling characteristics of pintle thruster [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(1): 13-19.
- [17] AMATO N A, LEYLEGIAN J C, NARAGHI M H. CFD analysis of film cooling and heat transfer in a bi-propellant rocket nozzle, incorporating chemically reacting flow [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: AIAA 2016-4672.
- [18] JIAO Bowei, YU Nanjia, ZHOU Chuang, et al. Combustion flow field and thermal protection performance of a liquid oxygen/kerosene engine with pintle injectors [J]. Acta Astronautica, 2024, 225: 928-941.
- [19] LIU Xinlin, SUN Jun, JIANG Zhuohang, et al. Gas

- film/regenerative composite cooling characteristics of the liquid oxygen/liquid methane (LO_x/LCH_4) rocket engine [J]. *Journal of Zhejiang University-Science: A*, 2024, 25(8): 631-649.
- [20] MANSU N, SUNDARARAJAN T, JAYACHANDRAN T. Numerical modeling of liquid film cooling heat transfer coupled to compressible gas [J]. *Lecture Notes in Mechanical Engineering*, 2024: 845-860.
- [21] STROKACH E A, BOROVIK I N, BAZAROV V G, et al. Numerical study of operational processes in a GO_x -kerosene rocket engine with liquid film cooling [J]. *Propulsion and Power Research*, 2020, 9(2): 132-141.
- [22] 张波涛, 唐亮, 杨宝娥, 等. 动量比对单排槽针栓喷注器雾化特性的影响 [J]. *科学技术与工程*, 2024, 24(3): 1275-1282.
- ZHANG Botao, TANG Liang, YANG Baoe, et al. Effects of momentum ratio on spray characteristics of pintle injector with single row slots [J]. *Science Technology and Engineering*, 2024, 24(3): 1275-1282.
- [23] ZHOU Rui, SHEN Chibing, JIN Xuan. Numerical study on the morphology of a liquid-liquid pintle injector element primary breakup spray [J]. *Journal of Zhejiang University-Science: A*, 2020, 21(8): 684-694.
- [24] 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.
- [25] 安鹏, 姚世强, 王京丽, 等. 针栓式喷注器的特点及设计方法 [J]. *导弹与航天运载技术*, 2016(3): 50-54.
- AN Peng, YAO Shiqiang, WANG Jingli, et al. Characteristics and design of pintle injector [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2016(3): 50-54.
- [26] 张波涛, 王凯, 李平, 等. 径向槽布局方式对针栓喷注器雾化角的影响 [J]. *火箭推进*, 2023, 49(6): 1-9.
- ZHANG Botao, WANG Kai, LI Ping, et al. Effect of radial slots layout on spray angle for gas-liquid pintle injector [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2023, 49(6): 1-9.

(编辑 武红江)