

文章编号: 1000-8055(2022)04-0802-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210181

低温液体火箭燃烧室内射流雾化研究进展

丁 月, 鲍松龄, 禹云星, 高鑫鑫, 谢军龙, 陈建业
(华中科技大学 能源与动力工程学院, 武汉 430074)

摘 要: 从理论、实验和数值计算方面, 阐述和总结了低温推进剂射流雾化的研究现状和进展。对射流雾化机理及形态进行了分类, 重点从对比常温流体与低温流体射流雾化特征参数不同的角度, 梳理了射流雾化方面的数值研究方法, 并介绍了低温射流雾化的相关实验研究。结果表明: 空气扰动破碎机理仍是最广为接受的理论, 而超临界工况下射流雾化形态不符合现有的射流雾化分类; 数值计算方法逐渐由流体体积法和水平集法向直接数值模拟转变, 对闪蒸现象的建模是研究重难点之一; 低温流体射流喷雾实验数据匮乏, 需通过丰富测量手段, 提高测量精度的途径获得完整、准确的实验数据。

关 键 词: 火箭发动机; 燃烧室; 低温推进剂; 射流; 雾化

中图分类号: V211

文献标志码: A

Recent advances on jet atomization in cryogenic liquid rocket combustion chamber

DING Yue, BAO Songling, YU Yunxing, GAO Xinxin,
XIE Junlong, CHEN Jianye

(School of Energy and Power Engineering,
Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

Abstract: From aspects of theory, experiments and numerical simulation, the research status and progress of cryogenic propellant jet atomization were analyzed and summarized. The mechanism and patterns of jet atomization were classified, the numerical research methods of jet atomization were sorted out and relevant experimental study of cryogenic jet atomization was introduced by comparing different atomization parameters between ambient fluids and cryogenic fluids. It indicates that the air disturbance induced breakup mechanism is the most accepted theory, whereas, the jet atomization morphology under supercritical conditions does not accord with the existing classification. Numerical methods for jet atomization gradually change from the volume of fluid method and level-set method to the direct numerical simulation. Modeling of flashing phenomenon is one of the key points in the simulation. Furthermore, there lacks of experimental data of the cryogenic jet atomization. Enriching measurement methods and improving measurement accuracy can solve this problem.

Key words: rocket engine; combustion chamber; cryogenic propellant; jet; atomization

收稿日期: 2021-04-20

基金项目: 国家自然科学基金(51806069)

作者简介: 丁月(1998—), 女, 硕士生, 主要从事射流雾化方面研究。

通信作者: 陈建业(1989—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事低温气液两相流研究。E-mail: jianye_chen@hust.edu.cn

引用格式: 丁月, 鲍松龄, 禹云星, 等. 低温液体火箭燃烧室内射流雾化研究进展[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 802-814. DING Yue, BAO Songling, YU Yunxing, et al. Recent advances on jet atomization in cryogenic liquid rocket combustion chamber [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 802-814.

液体火箭发动机具有比冲高、在推进剂相同的条件下飞行器速度最大、推力可调节、可随时启动等优点^[1]。应用于液体火箭的低温推进剂包括液氢、甲烷、丙烷等燃料,有燃烧比冲大、推动力强、持续性好等优点。作为液体火箭发动机的重要部件,燃烧室内推进剂雾化、蒸发、混合等过程对后续点火、火焰稳定、燃烧效率、出口温度场分布等均有显著影响。液态推进剂进入推力室,经燃烧和加速后从推力室喷管喷出,完成了化学能-热能-动能的两次能量转化。在该过程中,推力室头部喷注器(如图1)起到将推进剂组元雾化成大量液滴喷入燃烧室的作用,组元的液滴群在燃烧室内被加热并蒸发成蒸气,燃料和氧化剂蒸气进行混合,在混合过程中发生气相燃烧反应,放出热量。

从喷注器喷出的组元射流或液膜破碎成液滴的过程即推进剂组元的雾化过程,推进剂的雾化和蒸发过程直接影响燃烧效率和燃烧室内壁的结焦,进而影响发动机的稳定性。因此,阐明液膜的破碎机理和最终雾化特性,有助于降低燃烧室内压力波动,从而提升燃料燃烧的稳定性,保障火箭发动机的安全运行。

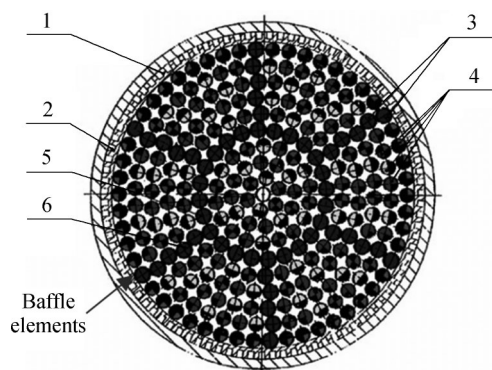


图1 苏联RD-170发动机喷油器喷嘴布局^[2]
Fig.1 Soviet RD-170 engine injector nozzle layout^[2]

1 射流雾化机理

射流雾化是一个复杂的跨尺度气液两相流动传热与相变过程,示意图如图2所示。其跨尺度体现在射流液柱在破碎过程中从连续流变成了微尺度的离散液滴流。在整个过程中,其周围的连续气流影响着液柱和液滴的运动。因此,射流雾化成因复杂,对射流雾化阶段划分方式有多种。

普遍认为,射流雾化依次包括初次破碎和二次雾化两个过程^[3]。

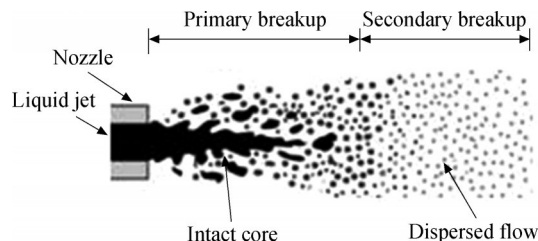


图2 射流雾化过程示意图^[4]
Fig.2 Schematic diagram of jet atomization process^[4]

1.1 初次破碎及闪蒸

液体从液柱转化为液团,在惯性、湍流、气动力的共同作用下转化为液团的过程即初次破碎。对于初次破碎的成因,研究者提出了空气动力干扰说、压力振荡说、湍流扰动说、空气扰动说、边界突变说等假说^[5]。在以上假设中,空气动力干扰说认可度最高,其认为初次破碎过程是由射流体和周围气体相互作用导致的^[6]。根据气液之间的相对速度的不同,空气动力干扰说将射流初次破碎分为4个阶段,如图3所示^[7]。Miesse^[8]以向环境空气中排放液氮(LN₂)和水的实验为依据,描述了射流破碎区域的边界。在Rayleigh型破碎区域,水滴直径大于射流直径,射流在喷嘴下游解体;在第一风致区,水滴大小为射流直径的阶数;第二风致区的水滴直径小于射流直径,在喷嘴下游一定距离处发生破碎。当射流液体雷诺数(Re)增大到一定程度时,是射流雾化区,其中液滴尺寸比射流直径小很多。初次破碎过程与喷嘴结构、初始流场状态等外界条件密切相关^[9],其形成的流场是二次雾化的基础,直接影响二次雾化过程。

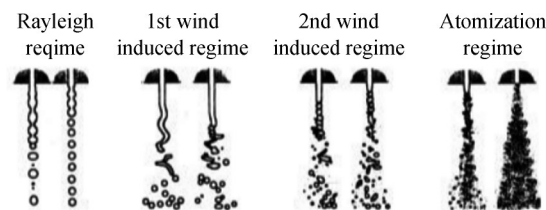


图3 射流初次雾化的不同阶段
Fig.3 Different regimes of primary jet atomization

液体火箭发动机瞬态启动过程中可能发生闪蒸现象。闪蒸是指高压饱和液体进入低压空间时,由于压力迅速降低,液体进入过热状态,瞬间温度高于沸点并剧烈蒸发的现象。推进剂在贮箱

里时一般处于过冷状态,而燃烧室内的背压很低,喷雾过程会导致闪蒸现象^[10]。

以液氮为例,图 4 反映了闪蒸前后工质的压力 p 和温度 T 变化^[11]。开始时刻,过冷的液氮保持在高压状态(点 A),当其突然释放到低压环境时,到达亚稳态(点 B),该点状态并不稳定,在周围气体带来的扰动下,液氮会剧烈地雾化和汽化,即发生闪蒸来释放潜热,最终达到平稳稳定的状态(点 C)。如果背压更低(点 B'),会使得液体过热度更高,闪蒸更加剧烈,释放巨大的潜热后甚至可能到达亚稳态液体凝固点 C'。图中, Δp 为点 A 与 B 之间的压差, ΔT 为点 B 与 C 之间的温度差。

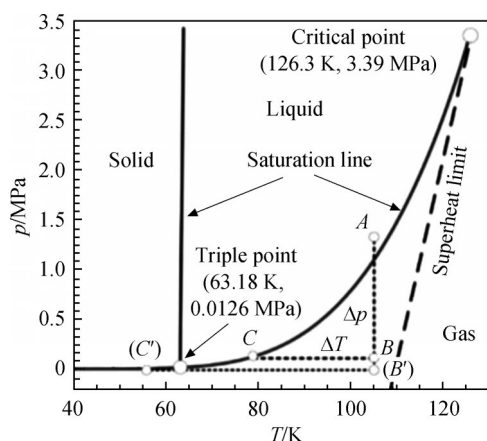


图 4 氮的 p - T 图^[11]

Fig.4 p - T figure of nitrogen^[11]

由此可见,过热度可以反映闪蒸发生的剧烈程度。研究闪蒸过程时普遍以压力比描述液体过热度 R_p

$$R_p = \frac{p_{\text{sat}}(T_{\text{inj}})}{p_c} \quad (1)$$

过热度极高的低温推进剂射流在喷嘴附近或喷嘴内雾化,产生开角大、液滴小的细化喷雾。闪蒸对射流体破碎的作用远大于气动作用^[12]。

用无量纲参数 χ 来判断液氮闪蒸的过渡(亚稳态)过程。

$$\chi = \frac{\Delta G^*}{k_B T_{\text{inj}}} \quad (2)$$

式中 ΔG^* 一个系统要达到新的稳态要克服的能量垒(ΔG^* 是函数 $\Delta G = 4\pi r^2 \sigma - \frac{4\pi}{3} r^3 \Delta \mu$ 的最大值,这个函数表示的是一个半径为 r 的原子核的形成所需的能量), k_B 波尔兹曼常量(J/K), T_{inj} 喷射温度(K)。

闪蒸现象导致温度急剧下降可能使低温液体射流凝固^[10],从而影响推进剂的破碎、雾化、汽化和混合过程,可能导致如点火延迟,点火失败甚至燃烧室结构破坏等问题。在轨火箭发动机燃烧室的背压近乎真空,推进剂喷出后若达到凝固点,则有可能堵塞喷口。了解闪蒸发生时燃烧室内,相的分布、颗粒分布和温度分布对成功点火和避免破坏性压力都很重要。

1.2 二次雾化

在二次雾化时,推进剂在初次破碎产生的液团基础上,进一步雾化为更小的液滴。液滴二次破碎的过程由气动力、表面张力和黏性力之间的相互关系决定。离开射流表面的液滴仍然具有较高的相对速度,在气动力的作用下,表面非均匀分布的压力扰动使液滴变形,当气动力足以克服液滴表面张力时,液滴破碎分裂,形成更小的液滴。二次雾化后的液滴细而均匀可以使推进剂组元有效混合和蒸发^[13]。但液滴更小且范围更广,精确捕捉网格尺度的大范围变化和气液相界面成为了分析雾化过程的难点。

对于从初次破碎到二次雾化的转变,Weber^[14]认为射流存在一个临界扰动波长,当喷嘴出口出现扰动后,若扰动波长大于临界扰动波长,扰动加剧,会最终导致射流破碎;Rayleigh^[15]指出当无黏射流出现扰动后,若扰动波振幅超过未扰动时射流直径的一半,此时扰动增强,射流开始破碎成液滴。Taylor^[16]分析了液柱表面扰动波随时间的生成规律,并将液滴脱落频率与扰动波波长联系起来。Ohnesorge^[17]认为射流破碎模式由喷嘴尺寸、流体的物性(如密度、黏度、表面张力系数)决定,并构造了无量纲参数 Ohnesorge 数来表征黏性力与表面张力的大小。

由于低温流体的物理性质如黏度、表面张力、密度等与常温流体有很大区别,导致气液间的相互作用更大,射流分裂加剧,液滴更易破碎,划分各阶段的依据参数值也需要重新探讨。

1.3 超临界流体射流雾化

当推进剂处于超临界工况时,推进剂的雾化、蒸发和燃烧规律均会发生一定改变,液体的表面张力几乎为零,气液相界面不再明显,液体跳过了气动或闪蒸主导的雾化过程,湍流扩散成为推进剂混合的主要影响因素。

Chehroudi 等^[18]开展了 298K 环境温度下的跨临界液氮(入射压力 $p_{\text{inj}} = 0.78 \sim 9.29$ MPa)注入氮

气的射流雾化形态实验,如图5所示。跨越临界点后,流动特性在视觉上由类液体变为类气体。超临界流动特性的变化不仅仅取决于注入液体的临界压力和温度,还取决于周围流体的组成,导致在实际环境中理解和对低温流动进行建模的复杂性^[19]。

与其他超临界流体(如超临界燃料)相比,低温流体的伪沸点热容上升明显更高^[20]。低温液体射流在超临界压力下的破碎不符合现有的射流雾化分类,由于缺乏液滴的存在,破碎模型不适用,欧拉-欧拉方法模拟是较为合适的数值分析手段。

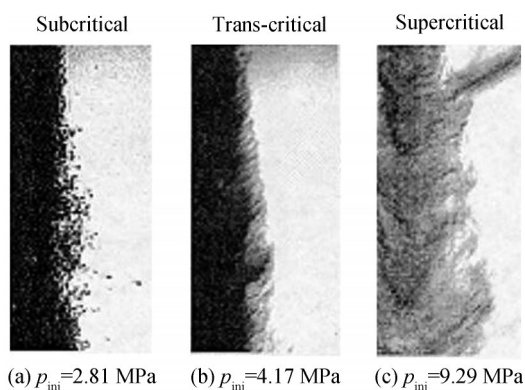
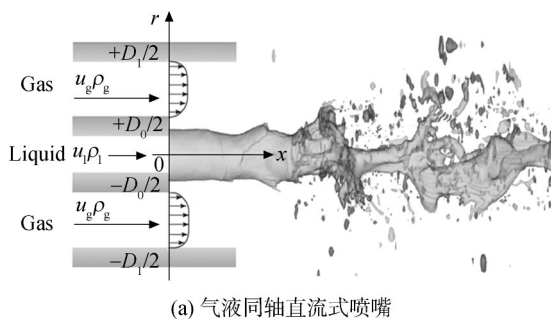


图5 超临界与亚临界液氮射流喷雾形态对比

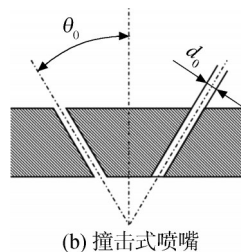
Fig.5 Comparison of supercritical and subcritical liquid nitrogen jet spray

2 燃烧室内射流雾化形态

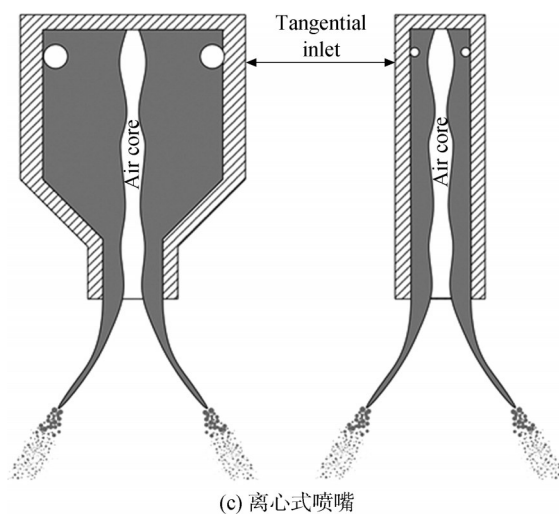
推进剂通过喷嘴进入燃烧室,喷嘴的形式和布置方式决定了燃烧室内射流雾化形态。常用的液体火箭发动机射流喷嘴有离心式喷嘴、直流式喷嘴和撞击式喷嘴。如图6所示,图中 ρ_g 为气体密度, u_g 为气体速度; ρ_l 为液体密度, u_l 为液体速度。 D_l 为气流通道孔直径, D_0 为液流通道孔直径, d_0 为撞击式喷嘴孔口直径, θ_0 为撞击射流半角。



(a) 气流同轴直流式喷嘴



(b) 撞击式喷嘴



(c) 离心式喷嘴

图6 三种不同喷嘴示意图^[21]

Fig.6 Schematic diagrams of three different types of nozzles^[21]

2.1 离心式喷嘴射流雾化形态

离心式喷嘴具有雾化性能好、点火性能好、稳定燃烧范围宽、结构简单、运行可靠等优点。敞口式离心喷嘴广泛用于液氧(LOX)/煤油液体火箭发动机中,如俄罗斯液体火箭发动机 RD120、RD170 和 RD180,我国液体火箭发动机 YF100 和 YF115。

液流通过离心式喷嘴的流动过程大致可以描述为:在液体压强的作用下,液流进入旋流室,在旋流室内形成螺旋运动,轴向分速度和切向分速度增大,径向分速度减小,最后离开喷孔,液流失去喷孔内壁面约束力的作用,展开成液膜,进而雾化形成液滴。

离心式喷嘴射流经历从初次破碎到二次雾化的射流雾化过程,喷嘴出口液膜破碎成液滴经历了从初始的环形液膜,到液膜锥角逐渐变大、液膜变薄,前段开始破碎脱落成液丝、大液滴,液丝和大液滴发生二次雾化形成小液滴,最终完成整个雾化过程^[22]。随着雾锥的张开,液膜表面的扰动不断增大,在相界面附近形成大大小小的涡,这些涡使液膜表面的扰动进一步加剧,直到液膜破碎

成液滴。气液界面处的剪切作用使涡量增加,成为使连续液膜产生波动而破碎的动力。

2.2 直流式喷嘴射流雾化形态

直流式喷嘴工作时,液体射流通过中心圆孔喷出进入燃烧室,在环缝气流的作用下逐渐破碎失稳破碎形成大液滴^[21],受到周围气流的气动力作用,大液滴发生变形并破碎,形成许多小液滴。

液体火箭发动机很少采用单个直流喷嘴作为燃烧喷嘴,在大多数情况下都与另外的喷孔(或喷嘴)联合使用,形成撞击式、同轴式等喷注单元,这样才能保证良好的雾化和掺混效果^[23]。

2.3 撞击式喷嘴射流雾化形态

撞击式喷嘴系统由于其结构简单及较高的雾化效率广泛应用于液体火箭发动机中,当两股低速射流相互碰撞时,产生一个边缘较厚的叶片状液膜。随着射流速度的增加,液膜边缘逐渐破碎,最终分解成细小的液滴^[24]。液滴直径取决于喷口直径、喷射压降、燃烧室内压强和撞击角度等。射流撞击后产生的平面液膜上,以撞击点为中心不断产生圆形表面波并向外扩散,这些波对液膜的雾化过程起着重要的作用。

撞击射流的破碎机制尚未完全厘清^[25],Heidmann等^[26]将速度为1.5~30.5 m/s的两股射流撞击射流形态分成了4种类型:轮辋型、开放轮辋型、周期性液滴型和完全雾化型,火箭发动机中通常处于完全雾化区。Li和Ashgriz^[27]通过实验研究将撞击式射流雾化机理归纳为两种主要机制和五种子机制,并引入了射流体雷诺数和液膜雷诺数来表征两种雾化机制。

普遍认为,撞击式射流的雾化机理与初次破碎过程中的液膜破碎密切相关。两股或两股以上射流撞击形成液膜,在射流湍流度、气泡和周围气体的气动力等的扰动下,液膜表面失稳,出现震荡且不断增长的波纹,最终在波谷处撕裂液膜,弧形的液膜碎片在表面张力作用下收缩为液丝,由于Rayleigh-Plateau不稳定性,液丝进一步分裂为较大的液滴,完成初次破碎;二次雾化中,较大的液滴从液膜表面剥离,在惯性力、表面张力及气动力作用下继续变形破碎产生更小的液滴。

3 射流雾化特征参数

描述雾化效果的特征参数包括液滴粒径、液滴速度、液滴数量、雾化锥角和射流破碎长度等。

3.1 液滴粒径

射流雾化产生的液滴粒径影响了雾化特性与混合燃烧的质量,液滴粒径越小,比表面积越大,液滴蒸发速度快,燃烧效果好。实际情况中液滴大小不一,不适合用单一的液滴直径来衡量雾化的好坏,因此常采用雾滴平均直径和雾滴尺寸分布函数的评价指标,如索太尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD, 量符号记为 d_{32})、质量中间直径(MMD)、Rosin-Rammler分布函数、Nukiyama-Tanasawa分布函数等描述。其中,应用最广泛的是最能够真实反映出液滴的蒸发条件的SMD,通过计算实际液滴群的表面积与体积之比得到,其表达式如下:

$$d_{32} = \frac{\int_{d_0}^{d_{\max}} d_1^3 dN}{\int_{d_0}^{d_{\max}} d_1^2 dN} \quad (3)$$

其中 d_1 为实际液滴直径, N 表示液滴总数。

文献[28-29]提供了射流撞击雾化液滴SMD的计算公式

$$d_d = \left(\frac{3\pi}{\sqrt{2}} \right)^{\frac{1}{3}} d_1 \left(1 + \frac{3\mu}{\sqrt{\rho_1 \sigma d_1}} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (4)$$

$$d_1 = 0.9614 \left(\frac{k^2 \sigma^2}{\rho \rho_1 u^4} \right)^{\frac{1}{6}} \left[1 + 2.6\mu \left(\frac{k \rho^4 u^7}{72 \rho_1^2 \sigma^5} \right)^{\frac{1}{3}} \right]^{\frac{1}{5}} \quad (5)$$

$$k = hr = R^2 \frac{\beta e^{\beta(1-\frac{\phi}{x})}}{2(e^\beta - 1)} \quad (6)$$

图7总结了文献[30-31]中不同喷射压差 Δp 下液氮(LN₂)和水喷雾粒径概率分布函数(图中

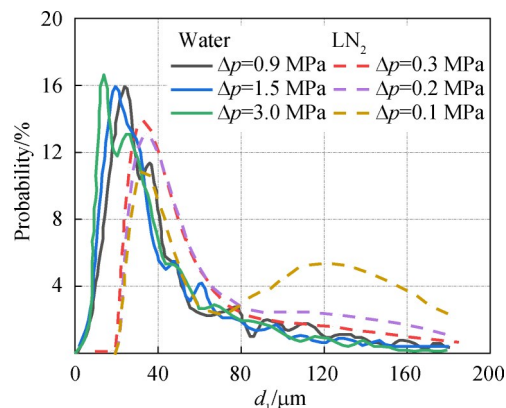


图7 水和液氮在不同喷射压差下液滴粒径分布
Fig.7 Distribution of injection water and LN₂ droplet diameter under different injection pressure differences

d_l 为液体粒径),可以看到喷射压差对液滴粒径影响不大,常温流体与低温流体在液滴粒径分布趋势上大体一致。

3.2 液滴速度

Ghodbane等^[32]通过能量守恒方程式对雾滴出口速率作了相关研究,但其适用前提较为苛刻。所有工质只在出口处雾化,忽略重力、气体蒸汽带来的影响,并要求喷雾区域的压力与喷雾腔内压力保持一致、恒定。Qiao等^[33]对Ghodbane等的理论条件做出简化,提出液滴速度与压差满足下式:

$$v_d = C_q \left(\frac{2\Delta p}{\rho_f} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (7)$$

其中 v_d 为液滴速率, ρ_f 为工质密度, C_q 为修正系数,与喷嘴类型有关,该关系式被广泛用于预测实心锥喷嘴的雾滴出口速率。需要指出,该速率为平均速率。文献[34]测量得到了液氮喷雾的速度场,通过式(7)可以求得液氮的修正系数 C_q 为1.319。

3.3 液滴数量

液滴数量与喷雾流量之间呈正相关。工质流量与Sauter平均粒径之间的关系满足下式^[35]:

$$N = \frac{6q_v}{\pi d_{32}^3} \quad (8)$$

其中 q_v 为冷却工质体积流量。

3.4 雾化锥角

雾化锥角主要与工质黏度、表面张力、流量乃至喷雾压力有关。雾化锥角在一定程度上可以描绘喷雾在空间的分布格局。一般来说,喷雾角度越小,喷雾贯穿距离越长;喷雾角度越大,覆盖范围越大,但液滴速度会相对减小。雾化角度有两种描述方式,一种是近喷雾场锥角,它的大小等于喷嘴处喷雾边界两条相切直线的夹角 θ 的大小,如图8中所示。而远场喷雾锥角 α 距离喷嘴下方某一距离 x 处,该高度位置的两个喷雾边界点,分

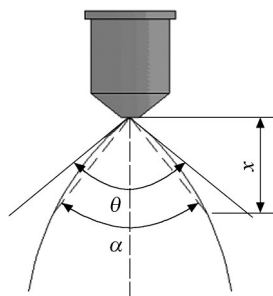


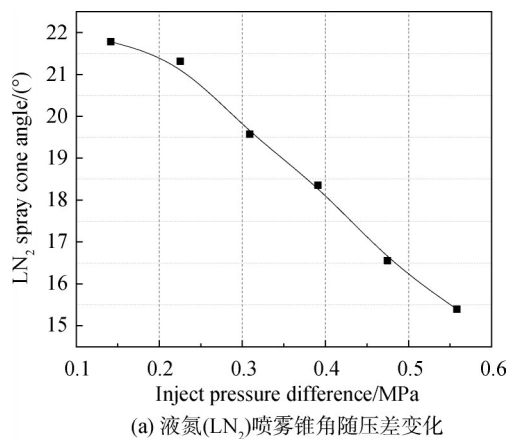
图8 雾化锥角示意图

Fig.8 Schematic diagram of spray cone angle

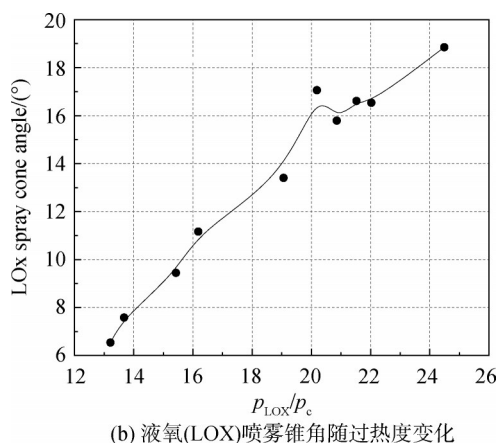
别连接喷嘴位置点所形成的夹角。

Liu等^[31]的实验研究表明,液氮喷雾的近场喷雾角在不同喷射压力下几乎保持不变。这是因为近喷雾场锥角主要取决于喷嘴出口轴向速度分量与液体切线速度分量的相对大小,是由喷嘴内部几何形状决定的,而喷射压力的增大同时提高了轴向和切向速度,因此近喷雾场锥角几乎不随着喷射压力的改变而改变。远场喷雾锥角对喷嘴内部流动和喷嘴外的气液相互作用都敏感。

实验结果还显示远场喷雾角随着喷射压力的增大而不断减小(如图9(a))。然而,Rosa等^[36]却发现,远场喷雾锥角随着喷射压比的增大而增大(如图9(b))。究其原因,图9(a)是在背压为大气压,不断调整喷射压力所得,在背压恒定为大气压的情况下,可以理解射流受到的阻力恒定,喷射压力越大,喷雾克服阻力的能力越大,喷雾密度高,雾化锥角减小;而图9(b)是在液氧喷射压力(p_{LOX})恒定的情况下,改变腔体背压(p_c)得到的变



(a) 液氮(LN₂)喷雾锥角随压差变化



(b) 液氧(LOX)喷雾锥角随过热度变化

图9 液氮和液氧喷雾不同注射条件下远场雾化锥角变化

Fig.9 Spray cone angle variation of liquid nitrogen and liquid oxygen spray under different inject conditions

化曲线。其模拟在轨燃烧室内环境,腔体接近真空,在喷射压力恒定的情况下,真空度越高,压力比越大。喷射压力不变,喷雾克服阻力的能力不变,随着腔室压力的减小,射流受到的阻力减小,因此喷雾角增大,使液相在低压条件下分散得更广。

可见,不能单纯以压比作为单一参数描述推进剂射流雾化的形态。

Roy 等^[37]在超临界条件下研究了背压对常温氟酮喷雾锥角的影响,其结果与 Chehroudi 等^[38]将液氮注射进氮气得到的结果相似,背压的增大都使喷雾锥角有一定程度的增大。

3.5 破碎长度

射流破碎长度 L_c 是表征特性的参数之一,定义为射流在喷嘴轴向上从喷口处(对于撞击射流是撞击点)到未脱落液滴的最远处,连续的核心液柱的长度。由于液柱破碎长度随时间变化,通常采用几个破碎周期内的平均射流破碎长度来表达。Weber 提出瑞利破碎模式的湍流圆射流破碎长度经验公式

$$\frac{L_c}{D_0} = C_r We^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

式中 C_r 为与射流出口扰动相关的经验值, D_0 表示喷嘴直径, We 表示韦伯数。

Sallam 等^[39]总结了适用于不同 We 的 C_r 值,得到普遍适用的湍流状态下圆柱射流的破碎长度经验公式

$$\begin{cases} \frac{L_c}{D_0} = 5 We^{\frac{1}{2}} & We < 300, Re < 5\,000 \\ \frac{L_c}{D_0} = 2.1 We^{\frac{1}{2}} & 600 < We < 3\,000 \\ \frac{L_c}{D_0} = 11.0 \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{\frac{1}{2}} & 3\,000 < We \end{cases} \quad (10)$$

多数实验中,在背压不变的情况下,破碎长度随注射压力的减小而增大^[40-42]。Roy 等^[37]研究了亚临界到超临界下腔体内气体密度与射流体密度之比对常温流体射流破碎长度的影响,发现该密度比在 0.01~0.12 之间,射流破碎长度几乎不变。

综上,雾化特征参数中,雾化锥角表征了液体离开喷嘴后的空间分散度。液滴粒径用以评价雾化程度的好坏。对比常温流体和低温流体的射流雾化实验数据发现,喷射压差改变对低温和常温流体的液滴粒径分布均影响不大,背压增大使雾化锥角有一定程度增大,而其他因素对低温和常

温流体雾化特性带来的影响仍需进行更多研究,需要相同或较为接近的环境对这些影响进行量化。已有的经验公式具有一定局限性,需要修正^[34,43]。

4 射流雾化数值研究

数值模拟可以获得喷雾流场特性,因此被广泛应用于射流破碎雾化机理研究。描述射流雾化过程最常用的数值方法包括欧拉方法和拉格朗日方法。欧拉法不直接追踪质量的位置,而是以流场为对象,研究各时刻质点在流场中的变化规律,因此欧拉法适合于计算连续流。拉格朗日方法,本质是追踪单个粒子质点的运动,因此拉格朗日方法适合于计算离散流。然而,射流雾化过程同时包含了气液两相连续流和离散流两种形态。射流周围的气体可以看作连续流,射流体在破碎之前也是连续流,破碎之后形成液块和液滴,转变为了离散流。

Chen 等^[4]更关注液氮射流雾化过程气液之间的相互气动作用、热作用以及射流体的初次破碎过程,因此,他们采用了欧拉方法计算射流雾化过程,采用流体体积法 (VOF) 来计算气液分布。Agarwal 和 Trujillo^[44]同样采用 VOF 方法描述发动机喷嘴喷出的 303K 温度下的正十二烷射流雾化线性失稳过程及其导致的射流雾化形态。另一种刻画气液分布(界面追踪)的方法是水平集法(level-set, LS),该方法基于均相模型,考虑了表面张力的影响,认为气液两相交界面处是光滑的^[45],定义函数 Φ 为计算区域中的点与相界面的垂直距离,交界面定义为 Φ 函数为 0 的位置。Shao 等^[46]采用 LS 方法对一次雾化(旋流片雾化)进行了研究。对于旋流片的雾化,发现了方角方向的瑞利-泰勒不稳定性导致了叶片的初始破裂,并在叶片边缘聚集了复杂的涡结构。Mirjalili 等^[47]对比了流体体积法 (VOF) 方法和 LS 方法,他们认为 LS 方法资源消耗更少,且能简化对法线和曲率的计算,而 VOF 方法更利于保持计算过程中的质量守恒。

此外,采用 VOF 方法还有利于计算相变过程。Gärtner 等^[48],在 OpenFOAM 中开发了一种可压缩多相求解器,采用均相弛豫模型(HRM)对相变进行建模,选择了求解混合物性质和相分数的单流体方法。在此基础上,给出了用 VOF 求解超声速多相流的数值方法。在 DLR 实验台上进

行了液氮射流实验验证数值结果。发现HRM模型可以预测局部闪蒸射流的发生,但不能用它的标准系数预测 180° 喷雾角的全闪蒸射流。

考虑到两种方法各自的优点,越来越多的研究者将两者耦合起来追踪气液相界面。Chu等^[49]采用耦合流体体积法和水平集法(CLSVOF)数值研究了同轴型液心旋流喷嘴射流雾化过程气液比对雾化形态的影响,他们认为CLSVOF方法在保证流体质量守恒的同时可以精确计算气液界面的曲率和法线向量。

拉格朗日方法适用于描述二次雾化中液滴的运动规律,王婕^[50]选用离散相模型(DPM)建立了对撞式喷嘴二维和三维非稳态喷雾过程的物理模型,模拟得到了较为准确的锥形雾化场。然而,二次雾化的液滴是由初次破碎产生的,初次破碎过程对液滴的形态和运动规律有着很大影响。单纯采用离散相模型对液滴运动描述容易脱离实际。将欧拉法和拉格朗日法结合起来是解决该问题的一种方法,采用欧拉法描述射流破碎之前连续相的运动和气液之间的相互作用,再用拉格朗日法描述雾化产生的液滴的运动和破碎规律。Ling等^[51]耦合VOF模型和拉格朗日点粒子模型(LPP)方法(VOF-LPP)来计算射流雾化过程。该模型假定一旦液体射流开始雾化,远离相界面的液滴就转化为LPP液滴。若部分LPP液滴返回界面,则转化为VOF计算格式。

早期研究者大多采用雷诺时均Navier-Stokes(RANS)模型来模拟射流雾化过程中的湍流现象^[49]。大涡模拟(LES)也被越来越多地用来描述射流雾化过程中的大大小小的涡结构。魏明锐等^[52]在OpenFOAM中模拟了单股射流雾化,采用大涡模拟LES理论和VOF方法,得到了伞状喷雾头部,可以明显看出液柱表面的“皱褶”或“坑洼”状态,但对于更细小的二次雾化液滴不能够完全捕捉,图像不够清晰。

然而,现有的基于RANS和LES模型的喷雾数值模型仍都进行了大幅简化。例如,现有的一种喷雾模拟模型是从假设喷射器出口出现大的气泡(甚至喷射器直径的大小)并破裂开始的。这些模型已经实现了实际规模的模拟,但假设有时与实际的主要破裂物理结构不同。且参数调整通常需要参考实验数据,每次流动条件发生变化时都要进行调整。这种模拟方法本身并不是封闭的,它包含了许多与流场有关的模型参数。如果没有

参考的实验数据,这些参数取值不确定^[53]。随着计算能力的提高,直接数值模拟(DNS)也渐渐被采用,直接数值模拟不需要建立湍流模型,对流动的控制方程直接采用数值计算求解,因此不受限于湍流模型的精度。

在现有计算能力下,DNS所能覆盖的范围仍然小于实际应用所需的范围,甚至小于实验所需的范围。因此,适应性网格方法(adaptive mesh refinement, AMR)普遍用来减小DNS模拟过程的计算能力消耗。开源软件Gerris基于二叉树/八叉树对在模拟区域进行空间离散,树形自适应加密技术在需要精密计算的界面加密网格,其他区域稀化,在保证模拟精度的条件下减小计算量,降低了对复杂边界划分网格的难度,提高计算效率^[54]。在规则网格、静态网格和动态网格上证明了这种方法在时间和空间上的2阶收敛性,可以准确、有效地重构界面,跟踪流动特征。

王凯等^[55]利用Gerris软件对水和空气进行了离心式喷嘴射流破碎雾化的模拟,由于Gerris采用自适应网格技术和VOF相界面捕捉技术对两相进行捕捉,能够捕捉到小液滴。图10(a)为捕捉到的雾化过程中液丝、液滴等各种细节结构,与高速摄像拍摄的锥形液膜雾化破碎过程图10(b)吻合良好。

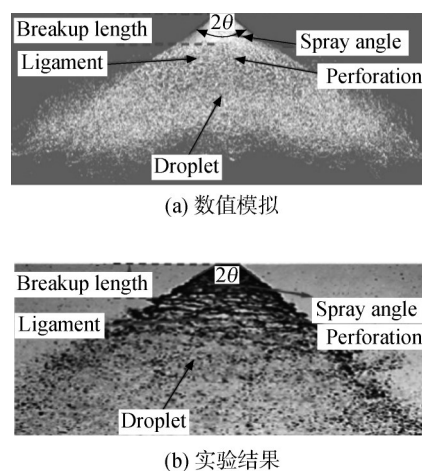


图10 数值模拟及实验结果对比^[56]

Fig10 Comparison of numerical simulation and experimental results^[56]

阮灿^[56]进行了撞击射流破碎雾化过程的直接数值模拟,利用自适应网格技术和流体体积法(VOF)模型,采用分段线性中指重构法重构气液交界面,计算了不同射流速度、撞击角、射流速度

比和射流直径比工况下,两股射流从喷出、互相撞击到破碎的全过程,得到了射流形成液丝并最终破碎成液滴的各种形态特性。Chen 等^[57]通过 Gerris 模拟得到了撞击雾化的形态和涡量,发现了液膜破碎发生在冲击波的波峰和波谷处,这两处的涡量比其他部分高,有助于射流解体;不同的速度剖面会影响射流的稳定性。

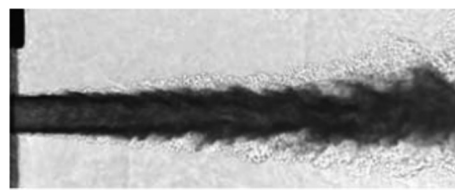
低温流体与常温流体在物性上有着显著差异。物性的差别会影响到数值计算模型中某些经验关联式的计算精度,一些研究对已有的基于常温流体实验的经验模型进行了修正,使其更适合低温流体。

文献[58]针对液氮流体,修正了过冷流动沸腾中采用的气泡参量模型。马相孚^[59]考虑了低温推进剂空化的问题,对 Zwart 空化模型的质量输运源项进行修正,考虑了热力学效应,同时引入低温流体物性参数随温度变化的函数,给出了 Zwart 空化模型中更适合模拟低温流体空化的蒸发和凝结系数。他还发现 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型在低温流体定常和非定常空泡流动模拟中,不受入口湍流黏度比的影响,更适用于模拟低温流体空化特性。余柳^[60]对相间拖曳力关联式进行了修正,使得该式在计算液氮和氮蒸气的相间作用力更为准确。

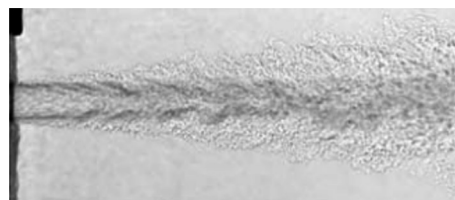
5 低温射流雾化实验

目前关于射流雾化的实验绝大多数均采用水作为工质,研究其在空气中的雾化过程。由于低温推进剂在不常见的热流体区工作,表现出热力学的非理想性,目前仍然缺乏足够的实验数据和准确的热物理性质数据,原因有以下几点^[61]:第一,低温实验设备和维护费用较高,导致实验成本高昂。第二,闪蒸是一个亚稳态过程,实验过程中,喷射压力和腔内压力、温度条件必须严格保持恒定,这些条件,特别是温度的控制和调节,在低温操作下很难实现。第三,同时在低温和接近真空条件下,很少有光学技术适合过热低温流体。

热成像技术、荧光光谱、拉曼光谱等依赖温度或介质密度的测量方法均不适用^[61]。Mayer 等^[62]在超临界压力(液氮临界压力为 3.39 MPa)下研究了低温液氮通过单喷嘴注入常温氮气过程,采用二维拉曼成像进行密度测量,如图 11 所示。他们在实验后指出,由于拉曼信号失真和一些假设条件,在密度特别高的区域,测量的数值与期望值



(a) 高密度



(b) 低密度

图 11 高密度和低密度时拉曼光谱成像

Fig.11 Raman measurement at high and low density

不符,在大密度梯度条件下使用拉曼光谱确定密度时需要进一步改进。

要求在较短的曝光时间内获得清晰的图片,展示出射流表面波的形成和发展趋势,准确提供射流形状和尺寸参数,目前采用较多的是非侵入式诊断:阴影成像技术显示射流喷雾场,粒子图像测速(PIV)和相位多普勒(PDA)技术^[31,63]测量液滴粒径和速度。

出于实验安全角度考虑,低温射流雾化实验大多采用液氮为工质来开展实验,也有少量实验采用液氧开展^[64-66]。实验研究结果表明,低温射流雾化的形态和常温流体有着较大的不同^[67]。图 12 定性展示了在同流气体为氦气时,液氧射流体的液丝状流态。实验得到靠近喷嘴处液滴的速度,有利于低温流体数值模拟初始化和模型验证。

以低温流体为工质,更容易观察到闪蒸现象对雾化的影响。Meng 与 Haidn^[10]的液氮喷雾实验表面:在低过热度条件下,气动作用是液体射流雾化的主导因素;随着过热度的增加,非均质成核开始在射流中发挥作用,且随过热度进一步增加时,非均质成核开始在射流中起主导作用。喷雾从气动作用雾化演变为闪蒸过渡过程,进而进入完全闪蒸状态。对喷雾侧向传播的分析表明,过热度对喷雾角有显著增强,但这种增强效果随着液体过热的增加而降低。Rosa 等^[36]开展了在真空腔内的喷雾实验研究,实验注射的液氧温度在 77~80 K 之间,对应的饱和压力范围大约是 0.02~0.03 MPa,进入压力保持在 2×10^{-3} MPa 的真空罐后

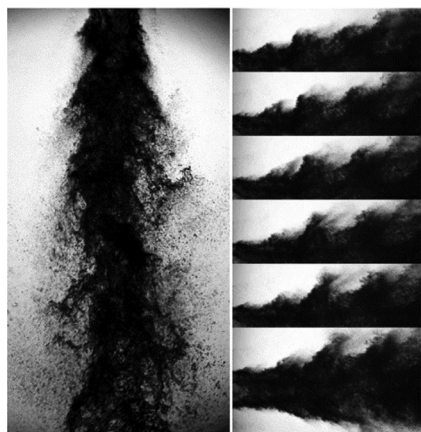
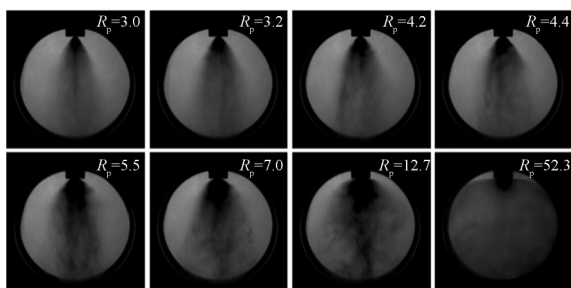


图12 实验拍摄的纤维态流图像(液氧/氦气)

Fig12 Configuration of experimental fiber-type flow (LOX/He)

发生闪蒸。研究结果发现喷雾角与初始燃烧室压力成逆相关关系。随着腔室压力的减小,喷雾角增大,液相在低压条件下分散更广。图13为Rees等^[68]拍摄的液氮喷雾在不同过热度(R_p)下的闪蒸图像,随着过热度的增加,闪蒸愈发剧烈。

图13 液氮闪蒸实验图像^[68]Fig.13 Liquid nitrogen flashing experiment configuration^[68]

6 总结和展望

在燃烧室的喷嘴出口,发生的两相湍流十分复杂,表面张力、黏性力、气动力均产生影响;在实际应用中,推进剂的注入发生在高韦伯数和高雷诺数的情况下,必须以极短的时间达到预期的燃料负荷,雾化和混合也必须迅速有效,因此大量的研究致力于描述射流雾化,主要目标是预测喷雾特性作为喷射参数的函数,优化喷射过程。目前在理论研究方面,普遍认可空气扰动破碎理论,在数值研究上已由较多使用的VOF方法和LS方法向直接数值模拟转变;且已经有相关研究开展低温可视化实验和真空环境下的低温射流雾化研究。

射流雾化现象一直以来都是液体火箭发动机

燃烧的研究热点之一,研究射流雾化形态,阐明雾化机理仍然是研究的重点。①在数值计算方面,随着计算能力的提高,越来越多的研究采用直接数值计算(DNS)方法,捕捉射流雾化过程跨尺度的相界面变化过程。闪蒸对射流雾化的影响较大,特别是背压为真空环境下。如何在DNS计算中,对闪蒸过程进行建模,将会是接下来的研究重点之一。②在实验研究方面,研究者逐渐意识到不能简单用常温水 and 制冷剂的射流雾化来等效推进剂在燃烧室内的射流雾化,因此越来越多的以低温流体为工质的实验见诸报道。此外,目前采用的测量方法不能完全捕捉到喷雾稠密的区域的所有液滴。丰富测量手段,提高测量精度将会是研究的重点之一。

参考文献:

- [1] 丁群.基于OpenFOAM的VOF-DDM模型对雾化现象的研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2018.
DING Qun. Application of VOF-DDM model for atomization numerical simulation based on OpenFOAM[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018. (in Chinese)
- [2] HAESELER D, HAIDN O J. Mapping of aluminum particle dispersion in solid rocket fuel formulations[M]. Berlin: Springer, 2017:427-462.
- [3] LEBAS R, MENARD T, BEAU P A, et al. Numerical simulation of primary break-up and atomization: DNS and modeling study[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2009, 35(3):247-260.
- [4] CHEN Jianye, GAO Xinxin, BAO Songling, et al. Numerical analysis of spray characteristics with liquid nitrogen[J]. Cryogenics, 2020, 109:103-113.
- [5] 刘玉强. 喷嘴喷雾特性检测技术[J]. 广东化工, 2010, 37(11): 253-254.
LIU Yuqiang. The measurement of spray characteristics[J]. Guangdong Chemical Industry, 2010, 37(11): 253-254. (in Chinese)
- [6] REITZ R D, BRACCO F V. Mechanism of atomization of a liquid jet[J]. Physics of Fluids, 1998, 25(10):1730-1742.
- [7] LIU Huimin. Science and engineering of droplets: fundamentals and applications[J]. Applied Mechanics Reviews, 1999, 55(1):451-507.
- [8] MIESSE C C. Correlation of experimental data on the disintegration of liquid jets[J]. Industrial and Engineering Chemistry, 1955, 47(9):1690-1701.
- [9] 李霄月. 液体射流首次破碎的直接数值模拟研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.
LI Xiaoyue. Direct numerical simulation of primary breakup in a liquid jet[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019. (in Chinese)
- [10] MENG L, HAIDN O J. Characterization of flashing phenom-

- ena with cryogenic fluid under vacuum conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(5):1253-1263.
- [11] MENG L. Experimental and numerical study of cryogenic flashing spray in spacecraft application[D]. München, Germany: Technische Universität München, 2018.
- [12] ZENG Y B, LEE, CHIA F F. An atomization model for flash boiling sprays[J]. Combustion Science and Technology, 2001, 169(1):45-67.
- [13] ZHANG Peiyu, WANG Bing. Effects of elevated ambient pressure on the disintegration of impinged sheets[J]. Physics of Fluids, 2017, 29(4):92-102.
- [14] WEBER C. On the disintegration of a liquid jet[J]. Journal of Applied Mathematics and Mechanics, 1931, 2(11):136-154.
- [15] RAYLEIGH L. On the instability of jets[J]. Proceedings of the London Mathematical Society, 1878, 1(1):4-13.
- [16] TAYLOR F. Instability of liquid jets[J]. Philosophy Magazine, 1933, 16(105):504-518.
- [17] OHNESORGE W. The formation of drops on nozzles and the dissolution of liquid rays[J]. Journal of Applied Mathematics and Mechanics, 1936, 16(4):355-358.
- [18] CHEHROUDI B, TALLEY D, COY E. Fractal geometry and growth rate changes of cryogenic jets near the critical point [R]. Los Angeles, California, US: the 35th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
- [19] MAYER W, SCHIK A. Atomization and breakup of cryogenic propellants under high-pressure subcritical and supercritical conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5):835-842.
- [20] VIGNESH M J, MORGAN R, VOGIATZAKI K, et al. Physics and modelling of cryogenic sprays[R]. Brighton, UK: the 16th Spray SIG (Special Interest Group) Workshop, 2019.
- [21] 李佳楠, 雷凡培, 周立新, 等. 液体火箭发动机背压振荡环境下的雾化特性研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2401-2419.
- LI Jianan, LEI Fanpei, ZHOU Lixin, et al. Recent advances of atomization characteristics under oscillating backpressure conditions in liquid rocket engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(11):2401-2419. (in Chinese)
- [22] 康忠涛, 李向东, 毛雄兵. 液体火箭发动机中气液同轴流式喷嘴研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(9):6-25.
- KANG Zhongtao, LI Xiangdong, MAO Xiongbing. Review on gas liquid shear coaxial injector in liquid rocket engine[J]. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica, 2018, 39(9):6-25. (in Chinese)
- [23] 杨立军, 富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.
- [24] CHOO Y J, KANG B S. A study on the velocity characteristics of the liquid elements produced by two impinging jets[J]. Experiments in Fluids, 2003, 34(6):655-661.
- [25] 赵飞, 刘昶秀, 左光, 等. 液体火箭发动机互击式喷嘴喷雾特性研究[R]. 辽宁 大连: 中国航天第三专业信息网第38届技术交流会暨第2届空天动力联合会议, 2017.
- [26] HEIDMANN M F, PRIEM R J, HUMPHREY J C. A study of sprays formed by two impinging jets[R]. Washington D C: National Advisory Committee for Aeronautics, 1957.
- [27] LI R, ASHGRIZ N. Characteristics of liquid sheets formed by two impinging jets[J]. Physics of Fluids, 2006, 18(8): 1-14.
- [28] DOMBROWSKI N, JOHNS W R. The aerodynamic instability and disintegration of viscous liquid sheets[J]. Chemical Engineering Science, 1963, 18(3):203-214.
- [29] 石少平. 低 Weber 数射流撞击雾化的数学模型[J]. 航空动力学报, 1994, 9(3):285-289.
- SHI Shaoping. Mathematical model of jet impingement atomization at low Weber number[J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(3):285-289. (in Chinese)
- [30] BOUST B, MICHALSKI Q, CLAVERIE A, et al. Characterization of liquid impinging jet injector sprays for bi-propellant space propulsion: comparison of PDI and high-magnification shadowgraphy[R]. Valencia, Spain: ILASS (Liquid Atomization and Spray Systems)-European Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, 2017.
- [31] LIU Xiufang, XUE Rong, RUAN Yixiao, et al. Effects of injection pressure difference on droplet size distribution and spray cone angle in spray cooling of liquid nitrogen[J]. Cryogenics, 2017, 83:57-63.
- [32] GHODBANE M, HOLMAN J P. Experimental study of spray cooling with Freon-113[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1991, 34(4/5):1163-1174.
- [33] QIAO Y M, CHANDRA S. Spray cooling enhancement by addition of a surfactant[J]. Journal of Heat Transfer, 1998, 120(1):92-98.
- [34] REES A, ARANEO L, KURUDZIJA E, et al. Investigation of velocity and droplet size distributions of flash boiling LN₂-jets with phase doppler anemometry[R]. Paris, France: ILASS (Liquid Atomization and Spray Systems)-Europe 29th Conference on Liquid Atomization and Sprays Systems, 2019.
- [35] CHEN R H, CHOW L C, NAVEDO J E. Effects of spray characteristics on critical heat flux in subcooled water spray cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(19):4033-4043.
- [36] ROSA M D, SENDER J, ZIMMERMANN H, et al. Cryogenic spray ignition at high altitude conditions[R]. Sacramento, California, US: the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 2006.
- [37] ROY A, SEGAL C, JOLY C. Spreading angle and core length analysis of supercritical jets[J]. AIAA Journal, 2013, 51(8):2009-2014.
- [38] CHEHROUDI B, TALLEY D, COY E. Visual characteristics and initial growth rates of round cryogenic jets at subcritical and supercritical pressures[J]. Physics of Fluids, 2002, 14(2): 850-861.
- [39] SALLAM K A, DAI Z, FEATH G M. Liquid breakup at the surface of turbulent round liquid jets in still gases[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2002, 28(3):427-449.
- [40] JAVAPRAKASH N, CHAKRAVARTHY S. Impingement

- atomization of gel fuels[R]. Reno: Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2013.
- [41] YOON Y, JEUNG I. Effects of ambient gas pressure on the breakup of sprays in like-doublet and swirl coaxial injectors [R]. Istanbul, Turkey: International Symposium on Energy Conversion Fundamentals, 2004.
- [42] 刘娟, 李清廉, 刘卫东, 等. 离心式喷嘴液膜破碎过程实验[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 539-543.
- LIU Juan, LI Qinglian, LIU Weidong, et al. Experiment on liquid sheet breakup process of pressure swirl injector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 539-543. (in Chinese)
- [43] YANG Shangze, LI Xuesong, HUNG L S D, et al. Characteristics and correlation of nozzle internal flow and jet breakup under flash boiling conditions[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 127: 959-969.
- [44] AGARWAL A, TRUJILLO M F. A closer look at linear stability theory in modeling spray atomization[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2018, 109: 1-13.
- [45] 伏雨, 于安, 季斌, 等. 基于 Level set 方法的不同湍流模型在水翼空化流计算中的应用研究[J]. 水动力学研究与进展: A 辑, 2019, 34(4): 430-439.
- FU Yu, YU An, JI Bin, et al. Evaluating of turbulence models for hydrofoil cavitating flows based on Level set method [J]. Chinese Journal of Hydrodynamics: Series A, 2019, 34(4): 430-439. (in Chinese)
- [46] SHAO Changxiao, LUO Kun, YANG Jianshan, et al. Accurate level set method for simulations of liquid atomization[J]. Chinese Journal of Chemical Engineering, 2015, 23(4): 597-604.
- [47] MIRJALILI S, JAIN S S, DODD M S. Interface-capturing methods for two-phase flows: an overview and recent developments[R]. Palo Alto, US: Stanford University CTR (Center for Turbulence Research), 2017.
- [48] GÄRTNER J W, REES A, KRONENBURG A, et al. Large eddy simulation of flashing cryogenic liquid with a compressible volume of fluid solver[R]. Paris, France: the 29th Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, 2019.
- [49] CHU Wei, LI Xiuqian, TONG Yiheng, et al. Numerical investigation of the effects of gas-liquid ratio on the spray characteristics of liquid-centered swirl coaxial injectors. [J] Acta Astronautica, 2020, 175(9): 204-215.
- [50] 王婕. 对撞式喷嘴雾化特性的实验研究与数值模拟[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- WANG Jie. Experimental and simulation studies on the spray characteristics of impinging nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)
- [51] LING Y, ZALESKI S, SCARDOVELLI R. Multiscale simulation of atomization with small droplets represented by a Lagrangian point-particle model[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2015, 76: 122-143.
- [52] 魏明锐, 沃傲波, 文华. 燃油喷雾初始破碎及二次雾化机理的研究[J]. 内燃机学报, 2009, 27(2): 128-133.
- WEI Mingyue, Aobo WO, WEN Hua. Investigation of the initial breakup and secondary atomization mechanism of fuel spray[J]. Transactions of CSICE, 2009, 27(2): 128-133. (in Chinese)
- [53] SHINJO J, UMEMURA A. Simulation of liquid jet primary breakup: dynamics of ligament and droplet formation[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2010, 36(7): 513-532.
- [54] 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.
- [55] 王凯, 杨国华, 李鹏飞, 等. 基于 Gerris 的离心式喷嘴锥形液膜破碎过程数值模拟[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 1041-1050.
- WANG Kai, YANG Guohua, LI Pengfei, et al. Numerical simulation on Conical liquid sheet breakup process of pressure swirl injector based on Gerris[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 1041-1050. (in Chinese)
- [56] 阮灿. 液体射流撞击破碎雾化过程数值模拟[D]. 福建厦门: 厦门大学, 2017.
- RUAN Can. Numerical simulation of the break-up and atomization process of the impinging liquid jets[D]. Xiamen Fujian: Xiamen University, 2017. (in Chinese)
- [57] CHEN Xiaodong, MA Dongjun, YANG V. Mechanism study of impact wave in impinging jets atomization[R]. Nashville, Tennessee, US: the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [58] 文键, 王斯民, 厉彦忠. 基于 MUSIG 模型的低温流体过冷沸腾数值模拟[J]. 化学工程, 2010, 38(11): 29-33.
- WEN Jian, WANG Simin, LI Yanzhong. Numerical simulation for subcooled boiling process of low temperature fluid with MUSIG model[J]. Chemical Engineering, 2010, 38(11): 29-33. (in Chinese)
- [59] 马相孚. 低温流体空化特性数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- MA Xiangfu. Numerical study on cavitating flow of cryogenic fluids [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [60] 余柳. LN₂-VN₂液泛过程的数值模拟及实验研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.
- YU Liu. Numerical simulation and experimental study of flooding process of LN₂-VN₂ [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019. (in Chinese)
- [61] GRAZIA L. Cryogenic flashing jets: a review[R]. Salt Lake City, US: the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [62] MAYER W, TELAR J, BRANAM R, et al. Raman measurements of cryogenic injection at supercritical pressure[J]. Heat and Mass Transfer, 2003, 39(8): 709-719.
- [63] FDIDA N, MAURIOT Y, VINGERT L, et al. Characterizing primary atomization of cryogenic LOX/Nitrogen and LOX/helium sprays by visualizations coupled to Phase Doppler Interferometry[J]. Acta Astronautica, 2018, 164: 458-465.

- [64] SCHMIDT V, KLIMENKO D N, HAIDN O, et al. Experimental investigation and modelling of the ignition transient of a coaxial H_2/O_2 -injector[R]. Chattanooga, US: 5th International Symposium on Liquid Rocket Propulsion, 2003.
- [65] SCHMIDT V, WEPLER U, HAIDN O J, et al. Characterization of the primary ignition process of a coaxial GH_2/LOX spray[R]. Reno, US: the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Aero Space Sciences Meeting, 2004.
- [66] RONG X, YI X R, LIU X F, et al. Experimental study of liquid nitrogen spray characteristics in atmospheric environment [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 142:717-722.
- [67] JIN T, ZHANG S Y, TANG K, et al. Observation and analysis of the detachment frequency of coalesced bubbles in pool boiling liquid nitrogen[J]. Cryogenics, 2011, 51:516-520.
- [68] REES A, SALZMANN H, SENDER J, et al. Investigation of flashing LN_2 -jets in terms of spray morphology, droplet size and velocity distributions[R]. Madrid, Spain: the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EU-CASS), 2019.

(编辑:王碧琚)