

空气辅助喷射系统喷雾过程与雾化机制的数值模拟

邱豪佺¹, 黄云龙^{1,2}, 何志霞¹, 钟汶君³

(1. 江苏大学 能源研究院, 镇江 212013; 2. 融通航空发动机科技有限公司, 南京 210000; 3. 江苏大学
能源与动力工程学院, 镇江 212013)

Numerical Simulation on the Spray Process and Atomization Mechanism of an Air-Assisted Injection System

QIU Haoji¹, HUANG Yunlong^{1,2}, HE Zhixia¹, ZHONG Wenjun³

(1. Institute for Energy Research, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China; 2. Rong Tong Aero Engine
Technology Corporation Limited, Nanjing 210000, China; 3. School of Energy and Power Engineering, Jiangsu
University, Zhenjiang 212013, China)

Abstract: To deeply study the spray process and atomization mechanisms caused by the gas-liquid interaction in an air-assisted injection system, a numerical model was established based on the Eulerian-Lagrangian approach. The model includes a complete air-assisted injector and a constant-volume environment, with a more precise and universal spray model setup proposed. The spray process is divided into the fuel-air mixing stage and the mixture injection stage. The surface break-up process of the fuel jet in the fuel-air mixing stage, as well as the rebound, splash, and adhesion behaviors of droplets with the wall were qualitatively analyzed. The critical role of the mixing chamber design in the gas-liquid mixing efficiency and intake stability was clarified. The results from the mixture injection stage indicate that the average droplet diameter inside the constant-volume environment is about 6 μm , and droplets with an average diameter of 20~30 μm exist at the Laval nozzle exit. Furthermore, further research on the atomization mechanism reveals that a small number of droplets with diameters greater than 50 μm also exist in the exit region, and these droplets originate from the separation of the film on the outer wall. The formation mechanism of vortex rings was revealed in the study. The near-field vortex ring is determined by the geometry of the Laval nozzle, and the far-field vortex ring is generated by the high-speed air disturbing the stagnant nitrogen gas through viscous forces. Finally, an analysis of the film mass variation on each wall of the air-assisted injector indicates a large amount of film that is difficult to strip from the upper inner wall, which could lead to fuel accumulation issues during cold start.

摘要: 为深入研究空气辅助喷射系统内外喷雾过程及气液相互作用引起的雾化机制, 基于欧拉-拉格朗日法建立了包括完整空气辅助喷油器和定容环境体的数值模型, 并提出了更精确且通用的喷雾模型设置。喷雾过程分为油气混合阶段和混合物喷射阶段。研究定性分析了油气混合阶段中燃油射流的表面破碎过程及液滴与壁面的反弹、飞溅和黏滞行为, 明确混合腔设计在气液混合效率与进气稳定性中的关键作用。混合物喷射阶段的结果表明, 定容环境

第二十七届中国科协年会学术论文

收稿日期: 2025-01-14

修回日期: 2025-03-12

基金项目: 国家自然科学基金项目(52376113)

Foundation Item: National Natural Science Foundation of China (52376113)

作者简介: 邱豪佺(2000—), 男, 硕士生, 主要研究方向为空气辅助喷雾与燃烧数值建模, E-mail: 1193100480@qq.com;

何志霞(通信作者), E-mail: zxhe@ujs.edu.cn。

体内液滴平均直径约为 $6\text{ }\mu\text{m}$, 拉瓦尔喷嘴出口处存在部分平均直径为 $20\sim 30\text{ }\mu\text{m}$ 的液滴。此外, 进一步的雾化机制研究发现, 出口区域还存在少量平均直径大于 $50\text{ }\mu\text{m}$ 的液滴, 且这些液滴来源于外壁面上油膜的分离。研究还揭示了涡环的形成机制: 近场涡环由拉瓦尔喷嘴的几何形状决定, 而远场涡环则由高速空气通过黏性力扰动静止环境氮气产生。最后, 通过对空气辅助喷油器各壁面油膜质量变化的分析发现, 上内壁面存在大量难以剥离的油膜, 这可能导致冷起动过程中燃油积聚问题。

关键词: 空气辅助喷射系统; 欧拉-拉格朗日法; 油膜分离与剥离; 涡环; 油膜质量

Key words: air-assisted injection system; Eulerian-Lagrangian approach; film separation and stripping; vortex ring; film mass

DOI: 10.13949/j.cnki.njgc.2025.03.004

中图分类号: TK46+1

0 概述

航空活塞发动机因其体积小、质量轻、工质比高、成本低等特点, 被广泛应用于中小型无人机和舰载机^[1-2]。这些发动机通常分为两类: 适用于功率小于 88 kW 的二冲程点燃式发动机和适用于更大功率平台的四冲程压燃式发动机。尽管压燃式发动机已实现轻量化设计, 但其高压压缩比导致体积大且机体强度要求高, 因此点燃式发动机在中低空飞行器中应用更广^[3]。为响应“单一燃料”政策, 航空燃料逐步从汽油转向输运和存储更安全的航空煤油等重质燃料^[4]。然而, 这一转型使得传统的高压共轨雾化技术不再适用于航煤这类重质燃料, 因为其黏度高、辛烷值低, 不易形成高质量可燃混合气, 从而增加了爆震风险^[5]。空气辅助喷射系统在低燃油压力下, 能实现小于 $10\text{ }\mu\text{m}$ 的索特平均直径 (Sauter mean diameter, SMD)^[6]。凭借其低供压需求、紧凑结构和高效雾化能力, 空气辅助喷射系统被认为是中小型航空发动机的潜力技术方案。

空气辅助喷射系统的工作原理如图 1 所示。它由计量喷油器、空气辅助喷油器和外部集成块组成。集成块固定两个喷油器, 并连接空气和燃油管路。空气辅助喷油器包含了混合腔, 且通道内充满了压缩空气。如图 1(b) 所示, 首先, 计量喷油器在喷油脉宽 ΔT_f 内将燃油注入空气辅助喷油器, 与静止空气和壁面作用发生一次雾化。然后, 在油气时间间隔 ΔT_{f-g} 内充分与空气混合。最后, 底部拉瓦尔喷嘴打开, 油气混合物在指定的喷气脉宽 ΔT_g 下喷入燃烧室, 混合物在高速气流剪切作用下发生二次雾化。

之前的试验研究主要集中在空气辅助喷射系统的雾化和燃烧上, 这些研究受到各种控制参数的影响^[7-9], 如喷油压力、喷气压力和环境背压及燃油

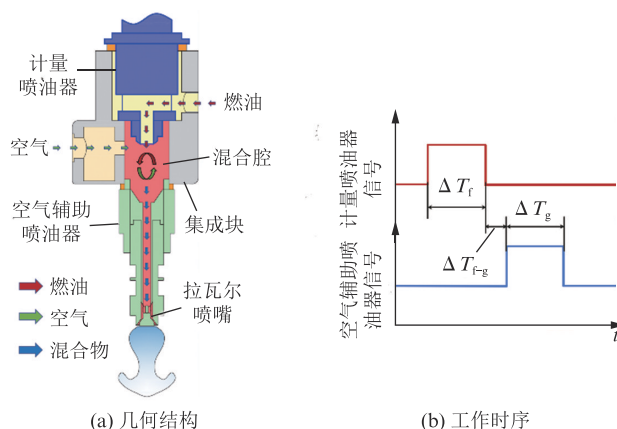


图 1 空气辅助喷射系统的几何结构与工作时序

Figure 1 Geometric structure and operating timing of the air-assisted injection system

和空气温度, 还有操作时间参数^[10-11], 如喷油脉宽、油气时间间隔和喷气脉宽。例如, 文献[12]中研究发现, 在不同时间参数下, 喷雾可以形成“纺锤形”和“锚形”两种形态, “锚形”喷雾由于低速涡环具有较短的贯穿距, 有助于燃油与空气混合。此外, 一些研究^[13-14]还观察到液滴聚并、轨迹偏差和闪沸等特殊现象。在冷起动和爆震方面, 空气辅助喷射系统可以在 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下成功起动, 并提高燃烧稳定性和废气再循环 (exhaust gas recirculation, EGR) 率^[15]。然而, 由于混合腔的封闭导致内部流动细节难以测量, 试验研究只关注了外部喷雾特性。相比于单流体喷嘴, 空气辅助喷射系统引入高速气体增强了内部燃油流动的不稳定性, 但具体影响机制仍不明了。

数值模拟为分析空气辅助喷射系统的内部流动和雾化机制提供了有效方法。文献[16]中首次提出了一个简化的二维模型, 假设燃油以油膜形式存在。该模型通过与福特汽车公司的试验数据进行验证, 可以定性地捕捉到一些喷雾特征, 但模

拟和试验之间的喷雾图像存在显著的定性差异。然后,文献[17]中基于欧拉参考系提出了空气辅助喷油器出口液滴尺寸和速度的雾化模型,并结合下游的欧拉蒸发模型分析了喷雾在非蒸发和蒸发条件下的特性。文献[18]中通过修正数值建模问题改进了 MacInnes 的模型,并通过旋流雾化器油膜试验验证了模拟结果。文献[19]中建立了考虑拉瓦尔喷嘴运动的三维数值模型,这在燃烧室中的应用方面取得了重大进展。文献[20]中提出了一种基于欧拉-拉格朗日法的较全面的动态数值模型,以解决复杂的几何形状和瞬态喷雾特性。然而,准确解析气液混合、拉瓦尔喷嘴运动和液膜形成的复杂过程仍具有挑战。文献[21]中通过考虑液滴聚结、破碎、蒸发及液滴与壁之间的相互作用等复杂现象来扩展模型,但仍缺乏对内部流场和拉瓦尔喷嘴运动对雾化影响的具体理解。文献[22]中的模拟忽略了油膜的形成,尽管这一假设在某些操作条件下可能是合理的,但它并不普遍适用于一般的空气辅助喷射系统建模,特别是针对较大喷油脉宽。目前,由于复杂的气液相互作用和破碎机制,在欧拉和拉格朗日参考系下,没有通用的多相流模型和设置能够准确模拟空气辅助喷油器中燃油的一次雾化和混合物的二次雾化。

为此,本研究旨在引入更全面和精确的数值模型与设置,以准确计算空气辅助喷油器的整个喷雾发展,包括混合腔内的流动和拉瓦尔喷嘴下游的混合物喷射。基于该模型,分析了油气混合阶段和混合物喷射阶段的详细喷雾过程,并揭示了一系列雾化机制,包括下游喷雾中不同尺寸液滴的形成,涡环的产生及壁面油膜质量的变化。研究结果为空气辅助喷射系统的优化设计及喷雾性能提升提供了重要的理论基础和技术指导。

1 计算方法

1.1 网格划分与条件设置

气液两相建模方法分为欧拉-欧拉法和欧拉-拉格朗日法。出于以下考虑,空气辅助喷油器的燃油雾化过程采用欧拉-拉格朗日法中的离散相模型近似建模:首先,欧拉-欧拉参考系下的界面追踪技术,如质点-网格(particle in cell, PIC)法、标记与单元(marker and cell, MAC)法、流体体积(volume of fluid, VOF)法、水平集(level-set, LS)法及耦合水平集与流体体积(coupled LS-VOF, CLS-VOF)法等^[23],解析混合腔内的分散液滴需要庞大网格数,计算效率不高;另外,现有的可压缩气液界面重构方法在求解拉瓦尔喷嘴嘴

合处的音速或超音速气流方面仍存在较大局限性,如高精度界面捕获(high-resolution interface capturing, HRIC)法、随机网格压缩界面捕获(compressive interface capturing for arbitrary meshes, CICSAM)法、平流和表面捕获的切换技术(switching technique for advection and capturing of surfaces, STACS)法及高精度人为压缩(high-resolution artificial compressive, HiRAC)法等^[24];与空气辅助喷油器的体积相比,每循环中的燃油量很小,满足离散相模型的适用条件。

空气辅助喷油器的计算域与网格划分如图2所示,其中添加了一个圆柱形区域表示定容环境体。计算域采用 CONVERGE 软件特有的笛卡尔网格进行离散,基础网格尺寸为 8 mm。混合腔采用 5 级固定加密,拉瓦尔喷嘴采用 6 级固定加密,定容环境体采用 3 级固定加密和 4 级速度梯度自适应网格加密(adaptive mesh refinement, AMR),总网格数为 44.4 万。离散液滴的初始入口边界条件由计量喷油器出口的平均流量参数定义,计量喷油器为普通的进气歧管喷嘴,其进口直径和出口直径分别为 1.00 mm 和 0.55 mm。

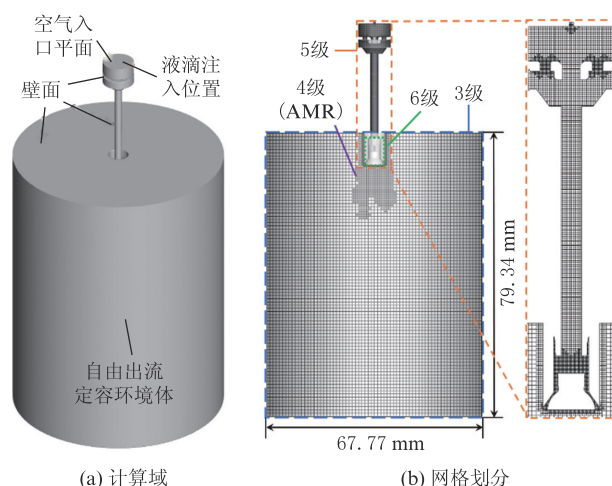


图2 空气辅助喷油器的计算域与网格划分

Figure 2 Computational domain and grid division of the air-assisted injector

计量喷油器的喷油压力为 1 MPa(绝对压力),喷油脉宽 ΔT_f 为 5 ms,混合腔充满 0.7 MPa 的压缩空气,喷油量为 18 mg。由于燃油出口流速较小,呈单流体流动,因此可采用 Reitz 提出的“滴状物”(Blobs)假设来近似射流^[25],其中注入包裹的特征尺寸等于出口直径。离散液滴注入压力给定为 0.839 MPa,注入包裹数为 18 万,速度为 18.39 m/s。定容环境体用 0.2 MPa 的氮气初始化,其余边界为壁面。本次计算中油气时间间隔 ΔT_{f-g} 为 0 ms,喷气脉宽 ΔT_g 为 5 ms。

拉瓦尔喷嘴的打开和关闭采用动网格技术进行模拟,其运动规律曲线与开闭状态分别如图 3 和图 4 所示。所有的温度为 293.15 K。燃料选用航空煤油 RP-3,其物性参数如表 1 所示。

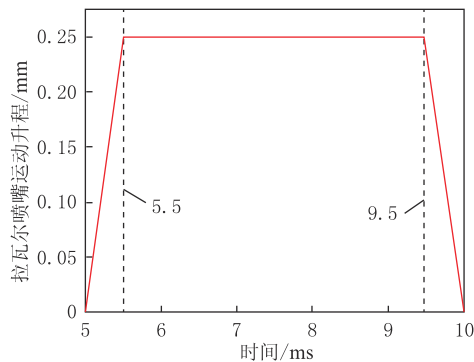


图 3 拉瓦尔喷嘴的运动规律

Figure 3 The motion law of the Laval nozzle

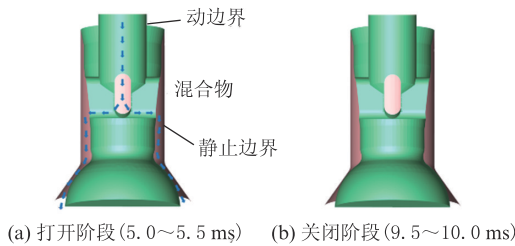


图 4 拉瓦尔喷嘴的开闭状态

Figure 4 Open and closed states of the Laval nozzle

表 1 航空煤油 RP-3 的物性参数

Table 1 Physical properties of aviation kerosene RP-3

项目	参数
密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	823
动力黏度/($\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-2}$)	0.001 7
表面张力/($\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$)	0.025 4
汽化潜热/($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}$)	383 504
饱和蒸汽压/Pa	465
闪点/ $^{\circ}\text{C}$	45~51
十六烷值	41.5~43.0

1.2 喷雾模型

喷雾的发展采用 KH-RT 破碎模型。与以往研究不同,本研究未采用 TAB 模型描述低速射流的一次和二次破碎。原因在于计算拉瓦尔喷嘴出口处的音速气流剥离油膜表面时,TAB 模型无法有效验证^[26]。相比之下,KH-RT 模型广泛应用于低压进气道喷射,更符合计算拉瓦尔喷嘴的动态特性。KH-RT 破碎模型的详细参数如表 2 所示。

喷雾过程涉及多个子现象,包括气动力导致的液滴变形、液滴间和液滴与壁面的相互作用、液滴和油膜蒸发等。表 3 列出了所使用的详细喷雾子

表 2 KH-RT 破碎模型的参数

Table 2 Parameters for the KH-RT breakup model

项目	参数
KH 模型尺寸常数 B_0	0.61
KH 模型速度常数 C_1	0.188
KH 模型破碎时间常数 B_1	7.0
RT 模型尺寸常数 C_{RT}	0.6
RT 模型破碎时间常数 C_1	1
RT 模型破碎长度常数 C_{bl}	0

模型模型。液滴间碰撞结果包括掠过、聚并、拉伸分离和反射分离 4 种类型。壁膜模型包括液滴反弹、飞溅、粘滞、油膜在尖角处分离的液膜或液丝(在计算中转化为一定质量的液滴)及油膜剥离(由于气体剪切薄膜表面而脱落的液滴)5 种机制。

表 3 喷雾子模型的选择

Table 3 Selection of sub-model for spray process

模型类型	模型名称
液滴阻力模型	Dynamic drop drag 模型
湍流扩散模型	O'Rourke 模型
液滴-液滴碰撞模型	NTC 碰撞模型
液滴/油膜蒸发模型	Frossling 模型
液滴-壁面相互作用模型	Wall film 模型

1.3 控制方程

数值计算基于大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法,采用黏性一方程对燃油雾化和喷雾过程进行离散相模型求解。亚网格尺度(subgrid scale, SGS)模型能够有效预测空气辅助喷雾的涡环结构和整体特征。气相采用欧拉参考系下的 Navier-Stokes 方程表示,而喷雾流在拉格朗日参考系下跟踪,两相相互作用的附加项体现在气相方程中。由于直接跟踪每个液滴行为的计算复杂,喷雾通过液滴分布函数 f 描述。 f 是 11 个独立变量的函数,包括 3 个液滴位置分量 x 、3 个速度分量 v 、半径 r 、液滴温度 T_d 、液滴偏离球形的变形参数 y 、液滴变形参数的时间变化率 \dot{y} 及时间 t ,用于计算单位体积内液滴的分布和变化,受液滴碰撞、破碎、湍流和壁面相互作用等因素影响,并由喷雾方程描述,如式(1)所示。

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial t} + \nabla_x \cdot (f v) + \nabla_v \cdot (f a) + \frac{\partial}{\partial r} (f R) + \frac{\partial}{\partial T_d} (f \dot{T}_d) + \\ \frac{\partial}{\partial y} (f \dot{y}) + \frac{\partial}{\partial \dot{y}} (f \ddot{y}) = \dot{f}_{\text{coll}} + \dot{f}_{\text{bu}} \end{aligned} \quad (1)$$

式中, ∇_x 和 ∇_v 分别为对空间坐标和速度的梯度算

子; a 为单个液滴的加速度; R 、 \dot{T}_d 、 \dot{y} 分别为液滴半径、温度和振荡速度的时间变化率; \dot{f}_{coll} 和 \dot{f}_{bu} 分别为液滴碰撞和破碎的源项。

为确保两相的质量、动量和能量守恒,气相连续性方程包括由于液滴蒸发引起的源项 $\dot{\rho}_s$, 动量方程包括一个表示喷雾每单位体积动量增益率的源项 \dot{F}_s , 能量方程包括液滴汽化中涉及的能量交换的源项 \dot{Q}_s 。湍流动能 k 方程包含一个由喷雾相互作用引起的附加项 \dot{W}_s 。

$$\dot{\rho}_s = \int \rho_d 4\pi r^2 R dv dr dT_d dy d\dot{y} \quad (2)$$

$$\dot{F}_s = \int \rho_d \left(\frac{4}{3} \pi r^3 F' + 4\pi r^2 R v \right) dv dr dT_d dy d\dot{y} \quad (3)$$

$$\dot{Q}_s = \int \rho_d \left\{ \left(4\pi r^2 R \left[I_l + \frac{1}{2} (v - u)^2 \right] + \frac{4}{3} \pi r^3 [c_l \dot{T}_d + F' \cdot (v - u - u')] \right) dv dr dT_d dy d\dot{y} \right\} \quad (4)$$

$$\dot{W}_s = \int \rho_d \frac{4}{3} \pi r^3 F' \cdot u' dv dr dT_d dy d\dot{y} \quad (5)$$

式中,下标 S 表示源项是由喷雾效应引起的;下标 d 表示液滴; F' 为液滴与重力加速度之差; $v - u$ 为液滴与气相之间的相对速度; u' 为气相的湍流脉动速度; I_l 和 c_l 分别为液滴的内能和比热容。

喷雾方程采用基于蒙特卡洛的离散相模型求解,通过引入随机粒子包裹(包含大量相同液滴)描述喷雾液滴的轨迹。式(1)中的相关项通过对雾化和喷雾子过程近似建模来封闭。

气相控制方程的时间离散采用隐式二阶格式,空间离散中湍流方程为一阶精度,其余方程为二阶精度。为保证数值稳定性,采用可变时间步长算法,时间步长范围为 $1 \times 10^{-9} \sim 1 \times 10^{-5}$ s,库朗数固定为 1,实际计算时间步长由拉瓦尔喷嘴啮合处的局部最小网格尺寸和气流速度决定,通常保持在约 1×10^{-7} s。求解器采用密度基,通过压力隐式分裂算子(pressure implicit with splitting of operators, PISO)算法提高压缩气体流动模拟的精度和效率。

2 数值验证

2.1 试验布置

为验证数值模型的准确性,搭建了一个可视化试验平台,如图 5 所示。空气辅助喷射系统安装于定容燃烧弹(constant volume combustion chamber,

CVCC)顶部,两台高速相机同步工作:相机 1 配备长焦镜头,用于捕捉喷雾的宏观形态;相机 2 配备显微镜头,用于测量液滴的直径和速度。稳压源提供 12 V 电压,经过油滤后的燃油由油泵输送至调压阀调节压力,剩余燃油返回油箱,计量后的燃油进入喷雾器。空气通过减压阀分流至混合腔和调压阀,以维持恒定的油气压差。电子控制单元(electronic control unit, ECU)精准控制喷射时序,并同步触发相机拍摄。定容弹通过高压氮气清除残留燃油及废气,并保持内部压力恒定,其有效容积为 12 L。控制柜实时监测和调节定容弹内的温度和压力,确保试验条件稳定。图 6 为两台相机拍摄区域相对位置。由于发动机中的火花塞点火位置位于拉瓦尔喷嘴出口 10 mm 处,则相机 2 的拍摄范围对应于相机 1 中距喷嘴轴向 10 mm 处的喷雾边缘位置,如图 6 所示。SMD 的处理采用该研究小组开发的粒子追踪测速(particle tracking velocity, PTV)法^[27],PTV 算法基于霍夫变换、Voronoi 耦合概率松弛开发,与粒度仪测量相比,PTV 算法得出的 SMD 结果偏大约 3.7%。

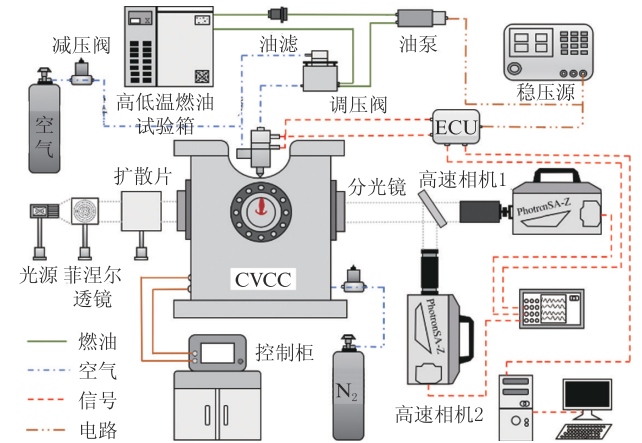


图 5 试验平台示意图

Figure 5 Schematic diagram of experimental platform

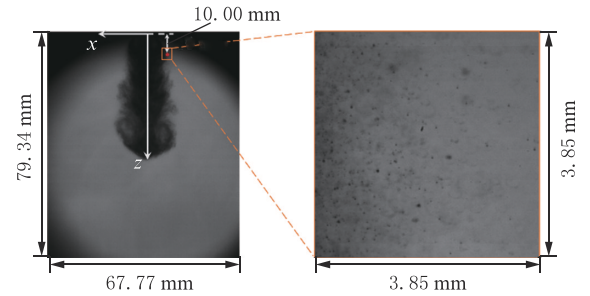


图 6 两台相机拍摄区域相对位置

Figure 6 Relative positions of the capture areas of two cameras

2.2 网格无关性与模型验证

基于 LES 和欧拉-拉格朗日法的喷雾模拟中,

网格分辨率对两相耦合特性及流场预测结果具有显著影响。过粗的网格会导致对气相场的解析不足,而过细的网格会减小液滴碰撞概率。文献[28]中指出,这些影响主要源于喷雾子模型对网格尺寸的敏感性、SGS模型与液滴的相互作用、破碎模型与LES结合的适用性等因素。本研究将针对1.1节的网格布置方式,首先在纯气相场(未注入液滴)下确保混合腔、拉瓦尔喷嘴及定容环境体中的网格分辨率对气相场解析是足够的,之后再引入离散液滴对网格分辨率再次调整,与试验结果进行定性和定量验证,确保数值模型的准确性。

纯气相场的计算时间为1.5 ms,此时拉瓦尔喷嘴打开引起的流场变化已基本稳定。选择3个采样点S1、S2、S3,分别位于混合腔底部、拉瓦尔喷嘴合处和出口5 mm处,如图7所示。设置5种不同的网格加密级数组合,组合1为 $N_5-N_5-N_3$,组合2为 $N_5-N_6-N_3$,组合3为 $N_5-N_6-N_3/N_4$ (AMR),组合4为 $N_5-N_6-N_3/N_5$ (AMR),组合5为 $N_6-N_6-N_3$ 。其中, $N_5-N_6-N_3/N_4$ (AMR)代表混合腔采用5级固定加密,拉瓦尔喷嘴采用6级固定加密,定容环境体采用3级固定加密和4级速度梯度自适应加密,其他组合依此类推。

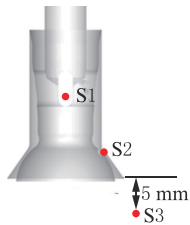


图7 采样点的位置示意图

Figure 7 Schematic diagram of the location of sampling points

图8为不同网格加密级数组合在3个采样点处的压力变化。采样点1和2的结果显示,组合1的偏差较大,而其他组合的变化趋势一致,再考虑到计算效率,首先排除组合1和组合5。组合2、组合3、组合4仅定容环境体中自适应网格加密级数不同,从采样点3可以看到,3种组合的变化趋势并不一致。然而,本研究并不通过进一步增加定容环境体中的自适应网格加密级数来减小偏差,而是在这3种组合下引入离散液滴与试验结果对比,原因在于过粗和过细网格都会导致计算的喷雾结果出现显著差异。

图9、图10分别为试验及组合2、组合3和组合4下计算的喷雾贯穿距和喷雾宏观形态。

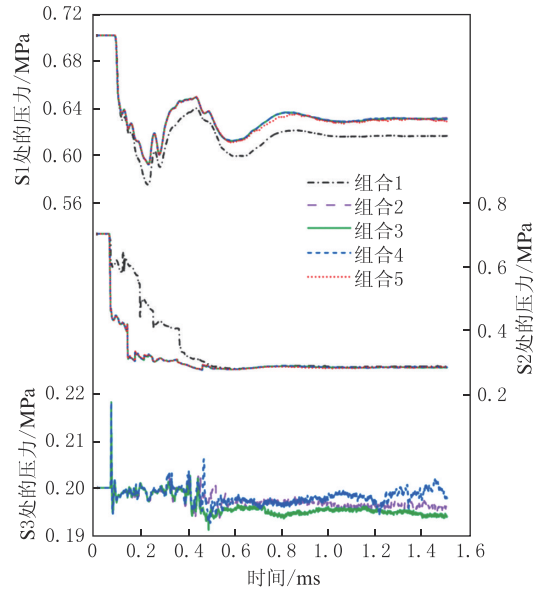


图8 不同网格加密级数组合在3个采样点处的压力变化

Figure 8 Pressure variation at three sampling points for different grid refinement level combinations

随着定容环境体内的自适应网格加密级数增加,计算误差减小,而组合3的计算结果与试验更接近。还能从图10中看到,3种组合在6.3 ms时计算的喷雾宏观形态差别较大,组合3更接近试验结果。这是因为组合2的网格分辨率不足导致计算局部气相动能偏低,喷雾头部呈凹陷状,而组合4的网格尺寸过小导致液滴碰撞频率下降,喷雾头部出现更大的径向扩散。综合考虑,组合3为最优网格布置,即1.1节描述的网格划分方式。

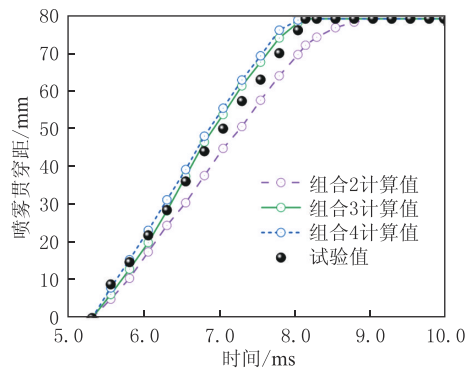


图9 不同时刻喷雾贯穿距的试验与计算结果比较

Figure 9 Comparison of experimental and computed results of spray penetration distance at different time

图11比较了不同时刻的试验结果与网格加密级数组合3计算的喷雾宏观形态,随着时间的变化,试验和数值中喷雾的头部都依次出现凹陷、平齐和贯穿3种形态,且喷雾宽度也基本一

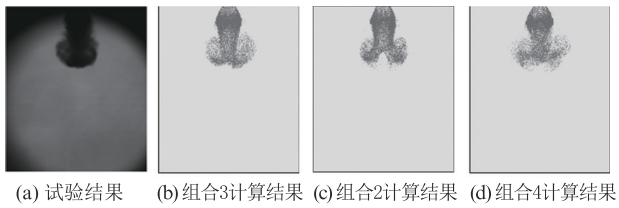


图 10 6.3 ms 时喷雾宏观形态的计算结果及试验结果

Figure 10 Computed and experimental results of spray macro-morphology at 6.3 ms

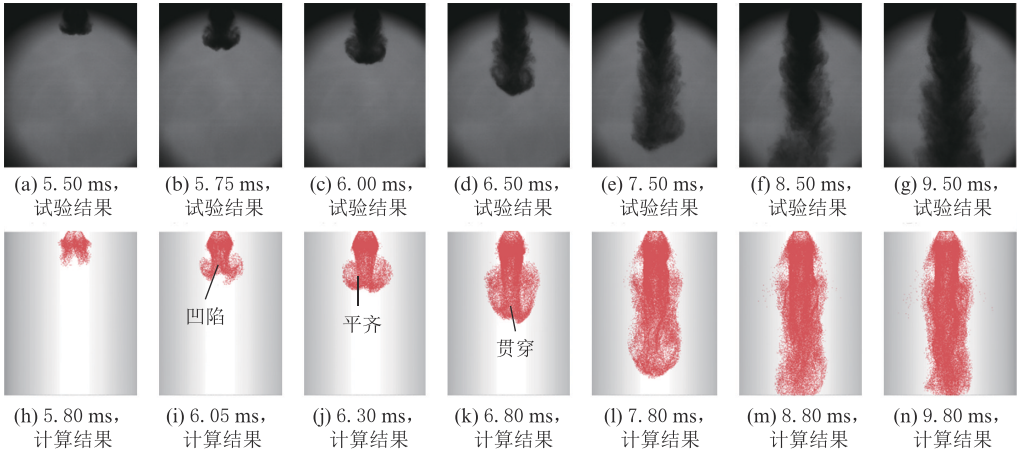


图 11 不同时刻喷雾宏观形态的试验与网格加密级数组合 3 计算结果比较

Figure 11 Comparison of experimental and grid refinement level combination 3 computed results of spray macro-morphology at different time

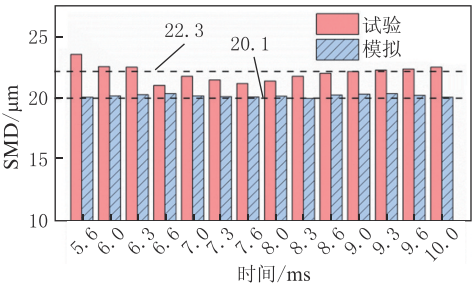


图 12 喷嘴出口轴向 10.0 mm 处喷雾边缘位置在不同时刻 SMD 的试验与计算结果比较

Figure 12 Comparison of experimental and computed results of SMD at the spray edge position 10 mm axially from the nozzle outlet at different time

3 仿真结果分析

3.1 空气辅助喷射系统的喷雾过程

3.1.1 油气混合阶段

油气混合阶段是燃油在混合腔内与静止压缩空气和壁面的相互作用过程。图 13 展示了燃油射流在该阶段发生的一次雾化,其中液滴通过 6 个数字标识:0 代表未与壁面作用的液滴;1 代表黏滞液滴;2 代表反弹液滴;3 代表飞溅液滴;4 代表分离液滴;5 代表剥离液滴。整个油气混合阶段,燃油射流基本保持稳定形态。图 14 为 2.0 ms 时的液滴平

均直径分布。结合图 14 可以看到,2.0 ms 时射流周围出现一些由于空气剪切作用破碎为平均直径 160~230 μm 的液滴。这些液滴速度较低,与壁面接触后,主要表现为反弹和黏滞,如图 13(g)所示。射流在 2.5 ms 时到达环形四孔通道底部,由于射流速度低且与壁面冲击能量小,大多数液滴会黏滞在壁面形成油膜,少部分液滴则反弹或飞溅,如图 13(h)所示。至 5.0 ms 时,底部油膜充分在 4 个环形孔的表面布展,并沿环形孔边缘向上拉伸,直至顶部缝隙,如图 13(i)所示。

图 15 为 2.5 ms 时的气相流线分布,揭示了混合腔对射流的影响。混合腔的设计使底部空气被燃油压缩并回流至喷孔,这一回流作用进一步剪切射流,加速气液混合。同时,空气回流有助于减小空气进口处的压力波动,保持进气稳定。混合腔设置的另一个作用是避免空气回流携带部分液滴直接进入空气进口通道阻塞空气喷射。因此,混合腔在液滴控制和导流方面发挥重要作用。

3.1.2 混合物喷射阶段

混合物喷射阶段是指拉瓦尔喷嘴从打开到关闭的过程。在此阶段,内外压差的变化显著增强气液相互作用,进一步加速射流和油膜破碎,同时推动液滴或液丝向定容环境体内扩散。图 16 展示了

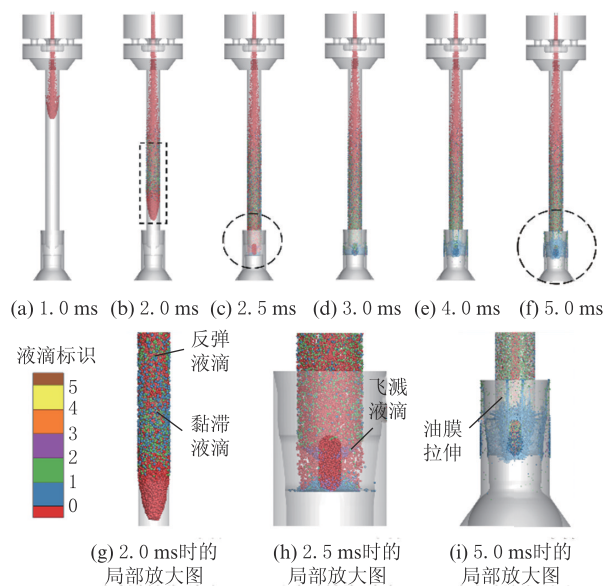


图 13 混合腔内燃油射流的一次雾化过程

Figure 13 Primary atomization process of the fuel jet in the mixing chamber

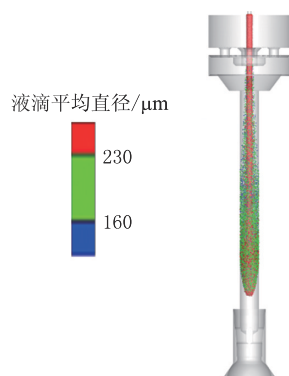


图 14 2.0 ms时的液滴平均直径分布

Figure 14 Average diameter distribution of droplets at 2.0 ms

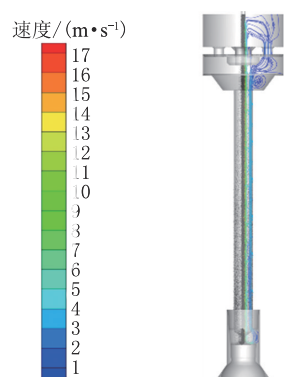


图 15 2.5 ms时的气相流线分布

Figure 15 Gas phase streamline distribution at 2.5 ms

混合腔及定容环境体内燃油的二次雾化,并描述了液滴平均直径随时间的动态变化。图 17 为特征时刻混合腔内的气相速度变化。结合图 17 可以看到,当拉瓦尔喷嘴打开后,混合腔内的空气速度在

5.00~5.30 ms 内迅速从静止提升至约 70 m/s,如图 17(a)所示,射流在重力和高速气流共同作用下加速冲击环形通道底部,同时底部油膜向出口方向移动。在 5.30 ms 时,尚无液滴进入定容环境体,射流周围的液滴逐渐破碎为平均直径 50~135 μm 的液滴,如图 16(b)所示。在 5.55 至 6.55 ms 阶段,射流周围的部分液滴进一步破碎为平均直径 20~35 μm 的液滴,如图 16(c)所示。这些液滴质量较轻,更容易附着在气嘴轨道壁面并聚集形成更大平均直径的液滴,最终发展为油膜。至 6.55 ms 时,射流完全消散,混合腔内主要为少量分散液滴和附着在壁面上的油膜,如图 16(e)所示。

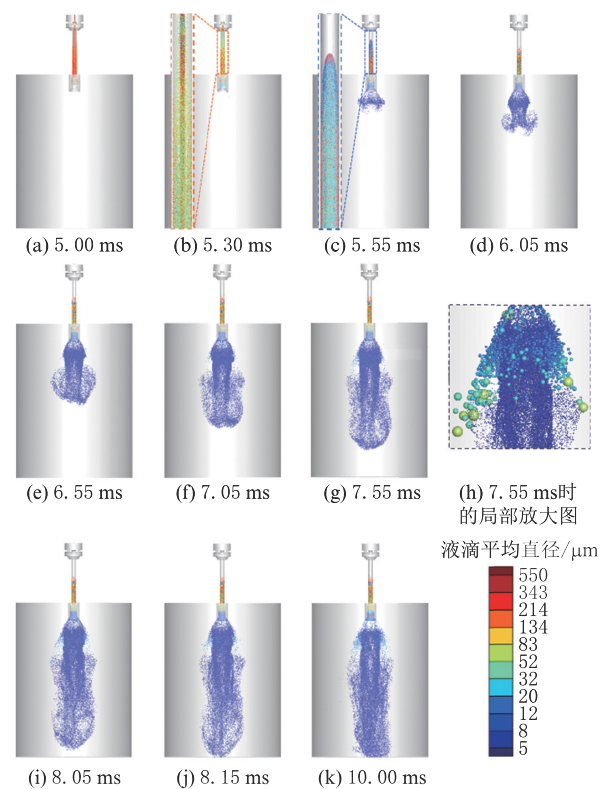


图 16 混合腔和定容环境体内燃油的二次雾化过程

Figure 16 Secondary atomization process of fuel in the mixing chamber and the constant-volume chamber

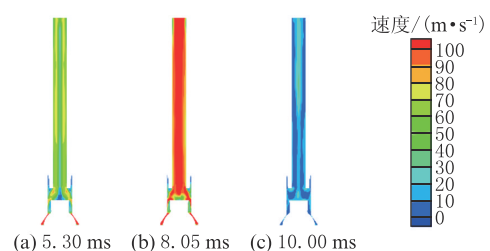


图 17 特征时刻混合腔内的气相速度变化

Figure 17 Changes in gas-phase velocity inside the mixing chamber at characteristic moments

从图 16 中还能看到,在定容环境体内,喷雾在发展过程中的液滴平均直径主要集中在约 $6\ \mu\text{m}$ 。但在 $7.05\ \text{ms}$ 后,出口处明显出现一些较大平均直径液滴,这些液滴平均直径稳定在 $20\sim 30\ \mu\text{m}$ 之间,如图 16(h) 所示。这一现象与前述数值验证中的 SMD 试验结果高度一致,进一步说明了数值模型的准确性。

在 5.30 至 $8.05\ \text{ms}$ 阶段,混合腔内的气流速度进一步增加到约 $90\ \text{m/s}$,如图 17(b) 所示。在这一速度下,气流加快推动油膜运动,促使油膜在气动力作用下剥离或分离,形成新的液滴。这些液滴随气流运动向定容环境体底部扩散,至 $8.15\ \text{ms}$ 时,喷雾到达定容环境体底部,完成喷雾扩散过程。在 $10.00\ \text{ms}$ 时,拉瓦尔喷嘴关闭,完成喷雾扩散过程,此时混合腔内的气流速度降至约 $20\ \text{m/s}$,如图 17(c) 所示。需要提及的是,一次喷射结束后混合腔内的气流场需要一定时间稳定,才能不影响下一次喷射油量的控制,这在调整喷射策略上是必要的。

3.2 空气辅助喷雾的雾化机制

3.2.1 不同尺寸液滴的形成

为进一步探究定容环境体中不同尺寸液滴的形成机制,图 18 展示了 $6.05\ \text{ms}$ 、 $6.55\ \text{ms}$ 和 $7.05\ \text{ms}$ 时刻拉瓦尔喷嘴出口处液滴平均直径分布。图中液滴的大小与其直径相对应。可以观察到,随着时间推移,出口外壁面上的油膜逐渐向边缘迁移,定容环境体中逐渐形成平均直径为 $20\sim 30\ \mu\text{m}$ 的中等尺寸液滴(图 18(b) 箭头标注),并出现了少量平均直径大于 $50\ \mu\text{m}$ 的大尺寸液滴(图 18(c) 箭头标注)。图 19 为图 18 在相同时刻时的液滴标识。对照图 18 和图 19 可以看到,中等尺寸液滴属于反弹液滴和内壁面或外壁面油膜剥离的液滴,而大尺寸液滴属于外壁面油膜分离的液滴(外壁面存在尖角)。由于大尺寸液滴质量大,受气流影响小,其运动轨迹更容易保持原有的速度方向。图 20 所示为 $7.05\ \text{ms}$ 时拉瓦尔喷嘴出口区域的局部放大图。图 20 进一步揭示了定容环境体内沿轴向运动的平均直径为 $6\ \mu\text{m}$ 的小尺寸液滴来源。从图中可看出,小尺寸液滴主要属于反弹液滴、飞溅液滴、外壁面上游或内壁面油膜剥离形成的液滴,及内壁面油膜从切线方向分离形成的液滴。

本研究揭示的定容环境体内中等和大尺寸液滴的形成机制,为空气辅助喷射系统的结构优化提供了重要参考。通过优化外壁面的几何设计,避免出口尖角引起的油膜分离,有望减少较大平均直径液滴的生成,从而提高喷雾特性。

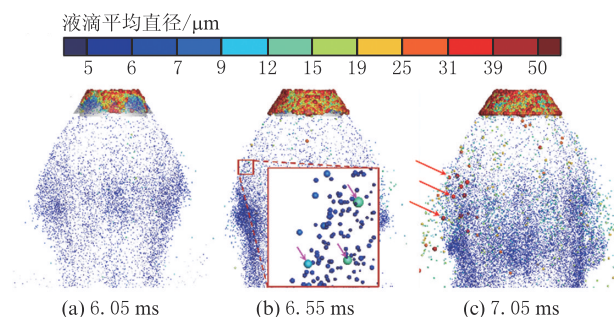


图 18 不同时刻定容环境体内液滴平均直径分布

Figure 18 Average diameter distribution of droplets in the constant-volume chamber at different time

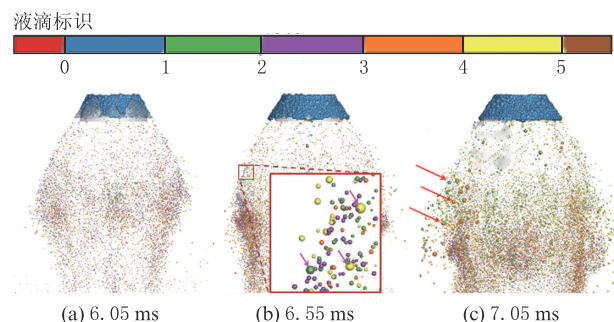


图 19 不同时刻定容环境体内液滴标识

Figure 19 Identification of droplets in the constant-volume chamber at different time

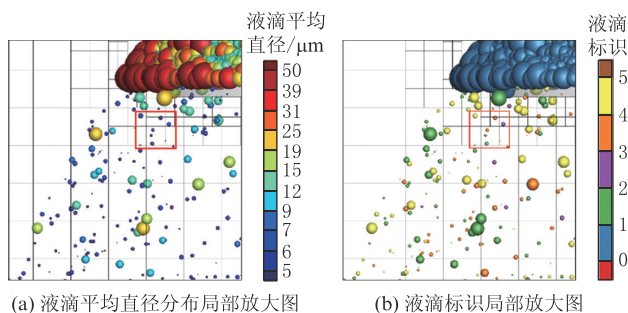


图 20 $7.05\ \text{ms}$ 时液滴平均直径分布与液滴标识的局部放大图
Figure 20 Local magnification of the distribution of average droplet diameter and droplet identification at $7.05\ \text{ms}$

3.2.2 涡环的产生

定容弹中喷雾的独特涡环结构在之前的试验研究^[12]中也受到关注。然而,目前对其形成机制的揭示仍显不足,未能提供更多实质性解释。图 21 展示了 $6.05\ \text{ms}$ 、 $6.80\ \text{ms}$ 和 $7.80\ \text{ms}$ 时刻液滴速度和流线分布。从图中可以观察到,喷雾的近场和远场均形成了一对反向对称涡环,并且随着时间的推移,近场涡环保持在拉瓦尔喷嘴底部,而远场涡环向下游发展。涡环位置都为低压区,近场涡环是由拉瓦尔喷嘴的几何形状决定的,而远场涡环是由高速空气通过黏性力扰动静止环境氮气产生的。初始时,近场

涡环会增强远场涡环,促进液滴向径向扩散,当远场涡环向下运动,其能量被周围氮气消耗而变弱,因此在 6.80 ms 之后喷雾头部看不见明显的涡环结构。从液滴速度分布还能看出,喷雾轴附近的液滴速度始终保持在 50 m/s 左右,在这一速度下,喷雾头部的液滴几乎不会发生严重的液滴聚并,液滴平均直径仍保持在约 $6\text{ }\mu\text{m}$ 。

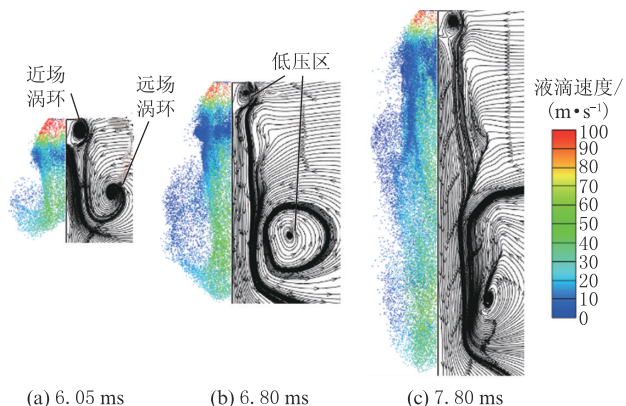


图 21 不同时刻定容环境体内液滴速度分布和流线图

Figure 21 Droplet velocity distribution and streamline in the constant-volume chamber at different time

3.2.3 壁面油膜质量的变化

根据前述分析,定容环境体中喷雾的 SMD 约为 $6\text{ }\mu\text{m}$,且仅存少量中等和大尺寸液滴。然而,液滴尺寸和空间分布只是衡量雾化效果的一个方面,实际进入定容环境体的燃油质量直接决定了单位时间内可参与燃烧的能量释放,从而对发动机的热效率和动力输出产生重要影响。因此,本节将系统分析空气辅助喷油器内部各壁面油膜质量随时间的变化规律,进一步评估其在雾化方面的性能表现。

图 22 展示了空气辅助喷油器各壁面油膜质量随时间的变化。各壁面的名称如图 23 所示。在 2.40 至 5.00 ms 时间段内,射流持续撞击环形通道底部,环形四孔壁面、上内壁面、上外壁面和气嘴轨道壁面的油膜质量逐渐增加。如前所述,此阶段气嘴轨道壁面增加的油膜主要来源于射流表面破碎的较小液滴在壁面的聚并。在 5.00 ms 拉瓦尔喷嘴打开后,混合腔内的空气流速持续上升。至 6.10 ms 时,气嘴轨道壁面、环形四孔壁面和上内壁面的油膜质量达到了短暂的最大值。这是由于拉瓦尔喷嘴运动引起的气流场变化,直到 6.10 ms 时才逐渐恢复至相对稳定状态,这一点可以通过图 8 进行验证。值得注意的是,在此阶段,上外壁面、外壁面和内壁面的油膜质量持续增加,并未出现短暂

的最大值,原因在于,这 3 个壁面上的油膜主要来自分散的飞溅液滴、反弹液滴和剥离液滴,这些因素导致其油膜质量较其他壁面少很多。到 7.00 ms 时,所有壁面的油膜质量曲线均出现短暂转折点。与拉瓦尔喷嘴运动引起的气流场变化不同,此时是由于气嘴轨道中射流消散引起的气流场变化,直至 7.00 ms 时才逐渐恢复至相对稳定状态。

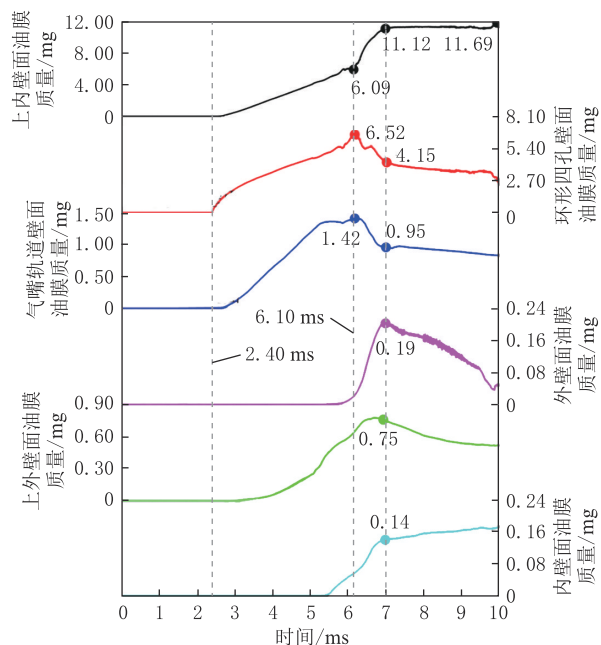


图 22 空气辅助喷油器各壁面油膜质量随时间的变化

Figure 22 Variation of film mass on different walls of the air-assisted injector with time

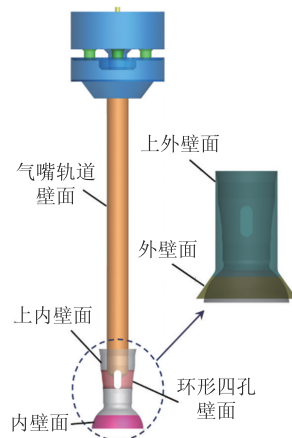


图 23 空气辅助喷油器各壁面的命名

Figure 23 Names of the walls in the air-assisted injector

与 5.00 至 6.10 ms 阶段不同,在 6.10 至 7.00 ms 阶段,环形四孔壁面和气嘴轨道壁面的油膜质量迅速下降,上内壁面的油膜质量则快速增加。这可能是由于气流场恢复后,流速增大,进而加快油膜向下发展的速度。在 7.00 至 10.00 ms

阶段,仅为气流对油膜的作用,但上内壁面的油膜质量几乎保持不变,表明气流几乎无法剥离该壁面上的油膜。产生该现象是由于结构因素导致上内壁面附近的气相速度较小。至 10.00 ms 时,拉瓦尔喷嘴完全关闭,上内壁面的油膜质量为 11.69 mg,占总喷油量的 64.9%。由于本研究是基于定容弹在室温条件下对喷雾特性的研究,且喷油脉宽较大,因此可推测,空气辅助喷射系统在冷启动时会存在较为严重的燃油积聚问题。

4 结论

(1) 空气辅助喷射系统的喷雾过程分为油气混合和混合物喷射两个阶段。在油气混合阶段,燃油主要以稳定射流和油膜形式存在,混合腔的设计通过空气回流反复剪切射流表面,并避免了分散液滴进入空气进口通道;在混合物喷射阶段,内外压差和空气引导作用使喷雾进一步扩散,定容弹中形成大量平均直径 $6\text{ }\mu\text{m}$ 的液滴,同时也有少量平均直径 $20\sim 30\text{ }\mu\text{m}$ 的中等尺寸液滴和平均直径大于 $50\text{ }\mu\text{m}$ 的大尺寸液滴。

(2) 定容环境体中的中等尺寸液滴属于反弹液滴和内壁面或外壁面油膜剥离的液滴,大尺寸液滴属于外壁面油膜分离的液滴。通过优化拉瓦尔喷嘴出口几何形状有望减少较大直径液滴的生成,提高雾化质量。

(3) 空气辅助喷雾具有两对反向对称涡环。近场涡环由拉瓦尔喷嘴的几何形状决定,而远场涡环则由高速空气通过黏性力扰动静止环境氮气产生。喷雾轴向液滴速度始终保持在约 50 m/s ,喷雾头部的液滴几乎不会发生严重的液滴聚并。

(4) 空气辅助喷油器各壁面油膜质量随时间的动态变化揭示了射流与壁面之间复杂的相互作用。上内壁面存在大量难以剥离的油膜,在冷启动条件下将尤为明显。

参考文献:

- [1] HOOPER P. Initial development of a multi-fuel stepped piston engine for unmanned aircraft application[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2001,73(5):459 - 465.
- [2] 孔祥恩,刘海峰. 无人机用航空活塞发动机关键技术的研究进展[J]. 小型内燃机与车辆技术,2021,50(3):79 - 87.
KONG X E, LIU H F. Research progress of key technologies of aviation piston engine for UAV[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technique, 2021,50(3):79 - 87.
- [3] 赵振峰,王蕾. 航空重油活塞发动机技术难点与发展启示[J]. 航空动力学报,2024,39(4):151 - 164.
- ZHAO Z F, WANG L. Technical difficulties and development enlightenment of aviation heavy fuel piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024,39(4):151 - 164.
- [4] DUDDY B J, LEE J, WALLUK M, et al. Conversion of a spark-ignited aircraft engine to JP-8 heavy fuel for use in unmanned aerial vehicles [J]. SAE International Journal of Engines, 2011,4(1):82 - 93.
- [5] 刘学龙,刘正先,张雨生,等. 活塞式航空煤油发动机性能优化及爆震抑制研究[J]. 内燃机工程,2021,42(6):62 - 69.
LIU X L, LIU Z X, ZHANG Y S, et al. Study on performance optimization and knock suppression of piston aviation engine[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2021,42(6):62 - 69.
- [6] BORETTI A, JIN S H, BREAR M, et al. Experimental and numerical study of a spark ignition engine with air-assisted direct injection [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2008, 222(6):1103 - 1119.
- [7] WU H, WANG L L, WU Y, et al. Spray performance of air-assisted kerosene injection in a constant volume chamber under various in-cylinder GDI engine conditions[J]. Applied Thermal Engineering, 2019,150:762 - 769.
- [8] 刘昌文,李强,刘丰年,等. 气体喷射及环境背压对空气辅助喷雾特性影响研究[J]. 内燃机工程,2021,42(3):1 - 7.
LIU C W, LI Q, LIU F N, et al. Influence of gas injection and ambient pressure on the characteristics of air-assisted spray[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2021,42(3):1 - 7.
- [9] DU B X, ZHAO Z F, YANG Z H, et al. Experimental investigation on the effects of fuel-air mixture temperature on the air-assisted kerosene spray characteristics[J/OL]. Fuel, 2022,324: 124487 (2022-05-10) [2025-03-12]. DOI: 10.1016/j.fuel. 2022. 124487.
- [10] WU H, ZHANG F J, ZHANG Z Y. Fundamental spray characteristics of air-assisted injection system using aviation kerosene [J/OL]. Fuel, 2021, 286: 119420 (2020-10-19) [2025-03-07]. DOI:10.1016/j.fuel. 2020. 119420.
- [11] LIAO B, ZHANG F, CHEN Z, et al. Effect of injection strategy on an air-assisted direct injection aviation kerosene two-stroke engine [J/OL]. Applied Thermal Engineering, 2023, 233: 121193 (2023-07-20) [2025-03-07]. DOI: 10.1016/j.applthermaleng. 2023. 121193.
- [12] WU H, ZHANG F J, ZHANG Z Y, et al. On the role of vortex-ring formation in influencing air-assisted spray characteristics of *n*-heptane [J/OL]. Fuel, 2020, 266: 117044 (2020-01-15) [2025-03-07]. DOI: 10.1016/j.fuel. 2020. 117044.
- [13] 高宏力,张付军,刘波澜,等. 空气辅助喷射闪急沸腾喷雾特性试验[J]. 航空动力学,2019,34(1):63 - 72.
GAO H L, ZHANG F J, LIU B L, et al. Experiment on spray characteristics of air-assisted injection under flash boiling conditions [J]. Journal of Aerospace Power, 2019,34(1):63 - 72.

- [14] GAO H L, ZHANG F J, ZHANG Z Y, et al. Trajectory deviation of target jet of air-assisted spray under different conditions[J]. Fuel, 2019,249:252 - 263.
- [15] CATHCART G, DICKSON G, AHERN S. The application of air-assist direct injection for spark-ignited heavy fuel 2-stroke and 4-stroke engines [C/OL]//SAE Technical Paper, 2005: 2005-32-0065 (2005-10-12) [2025-03-07]. DOI:10.4271/2005-32-0065.
- [16] MACINNES J M, BRACCO F V. Computation of the spray from an air-assisted fuel injector[J]. SAE Transactions, 1990, 99:2105 - 2123.
- [17] MIYAMOTO T, KOBAYASHI T, MATSUMOTO Y. Structure of sprays from an air-assist hollow-cone injector [C/OL]//SAE Technical Paper, 1996: 960771 (1996-02-01) [2025-03-07]. DOI:10.4271/960771.
- [18] CHANG D L, LEE C F. Computational studies of air-assisted spray impingement on a flat plate[J]. International Journal of Engine Research, 2003,4(4):331 - 345.
- [19] BORETTI A A, JIN S H, ZAKIS G, et al. Experimental and numerical study of an air assisted fuel injector for a DISI engine [C/OL]//SAE Technical Paper, 2007: 2007-01-1415 (2007-04-16) [2025-03-07]. DOI:10.4271/2007-01-1415.
- [20] SURESHKUMAR J, ELAYARAJA R, MALLIKARJUNA J M, et al. Transient spray characteristics of air assisted fuel injection [C/OL]//SAE Technical Paper, 2015: 2015-01-0920 (2015-04-14) [2025-03-07]. DOI: 10.4271/2015-01-0920.
- [21] DU B X, ZHAO Z F. Numerical prediction of the spray from an air-assisted fuel injection system via Eulerian - Lagrangian approach[J]. Energy Reports, 2021,7:6718 - 6732.
- [22] ZHAO J, FU L X, DING H Y, et al. Numerical simulation of working process and gas-liquid interaction mechanism of air assisted nozzle [J/OL]. International Journal of Multiphase Flow, 2023, 164: 104453 (2023-03-24) [2025-03-07]. DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow. 2023. 104453.
- [23] 严红,陈福振. 航空发动机燃油雾化特性研究进展[J]. 推进技术,2020,41(9):2038 - 2058.
- YAN H, CHEN F Z. Review on fuel atomization in aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 2038 - 2058.
- [24] MULBAH C, KANG C, MAO N, et al. A review of VOF methods for simulating bubble dynamics [J/OL]. Progress in Nuclear Energy, 2022, 154: 104478 (2022-11-01) [2025-03-07]. DOI:10.1016/j.pnucene. 2022. 104478.
- [25] JIANG X, SIAMAS G A, JAGUS K, et al. Physical modelling and advanced simulations of gas - liquid two-phase jet flows in atomization and sprays [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2010,36(2):131 - 167.
- [26] 杨东超,朱卫兵,孙永超,等. 超声速气流中液体横向射流雾化破碎模型改进[J]. 推进技术,2017,38(2):416 - 423.
- YANG D C, ZHU W B, SUN Y C, et al. Modification of atomization breakup model for liquid jet into supersonic crossflow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(2): 416 - 423.
- [27] 王文俊,钟汶君,蒋兆晨,等. 戊醇/生物柴油喷雾微观与宏观特性可视化研究[J]. 工程热物理学报,2023,44(11):3160 - 3171.
- WANG W J, ZHONG W J, JIANG Z C, et al. Visualization study on the microscopic and macroscopic spray characteristics of pentanol/biodiesel[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(11): 3160 - 3171.
- [28] LI C, CRUA C, VOGIATZAKI K. Effect of the scale resolution on the two phase coupling characteristics of high speed evaporating sprays using LES/Eulerian-Lagrangian methodologies [J/OL]. International Journal of Multiphase Flow, 2019,120:103060(2019-06-26) [2025-03-07]. DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow. 2019. 06. 013.

(上接第26页)

- [34] The Engineering ToolBox. Ammonia - vapour pressure at gas-liquid equilibrium[EB/OL]. [2024-03-01]. https://www.engineering-toolbox.com/ammonia-pressure-temperature-d_361.html.
- [35] CARSTEN B. Mixture formation in internal combustion engines [M]. Friedrichshafen:GmbH, 2006:81 - 83.
- [36] SUBRAMANIAM S. Lagrangian-Eulerian methods for multiphase flows[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2013,39(2/3):215 - 245.
- [37] SCHMIDT D P, RUTLAND C J. A new droplet collision algorithm[J]. Journal of Computational Physics, 2000, 164(1):62 - 80.