

# 不同喷口扩张比下离心喷嘴雾化特性研究

马乙超<sup>1</sup>,何小民<sup>1</sup>,周建伟<sup>1</sup>,张京华<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016;

2. 北京动力机械研究所,北京 100074)

**摘要:**为研究喷口扩张比对航空发动机离心喷嘴雾化特性的影响,对多种结构离心喷嘴开展试验研究。用工业相机捕捉油雾场形态;用多普勒激光粒度仪测量喷嘴出口液膜速度、雾化粒径;结合数值模拟得到的液膜流动情况,对雾化性能进行详细分析。研究表明:随着喷口扩张比的增加,雾化锥角增大,雾化粒径减小,液膜轴向速度减小;当扩张比一定时,不同压差下雾化锥角基本一致;喷嘴下游存在三个流动区域,分别为燃油射流区、射流内侧空气区及射流外侧空气区,射流内侧形成对称的空气涡;在扩张段处液膜与壁面之间会形成分离区,当扩张比较大时,液膜可绕过分离区重新靠近壁面,且扩张比越大,液膜与壁面贴合程度越高。

**关键词:**航空发动机;离心喷嘴;扩张比;液膜速度;雾化特性;VOF 模型

**中图分类号:**V312 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)02-0055-05

## Study on Atomization Characteristics of Pressure Swirl Injectors with Different Nozzle Expansion Ratio

MA Yichao<sup>1</sup>, HE Xiaomin<sup>1</sup>, ZHOU Jianwei<sup>1</sup>, ZHANG Jinghua<sup>2</sup>

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** To study the influence of the nozzle expansion ratio on aero-engine atomization characteristics, the experimental investigation on different-structured pressure swirl injectors was conducted. The oil mist field shape was captured with industrial camera, and the velocity of the liquid fuel film and droplet size at nozzle outlet were measured by PDPA, with which numerical simulation was made to obtain fluid film flow for detailed analysis on atomization performance. The analysis results indicate that spray angle increases, droplet size decreases and axial velocity of the fuel film decreases along with the nozzle expansion ratio increase; the spray angle remains the same basically under various pressure differences when expansion ratio keeps constant; the region downstream of the nozzle can be divided into three parts, namely, fuel jet region, air region inside the fuel jet, and air region outside the fuel jet, in which a symmetrical dual-vortex structure is formed inside the fuel jet region. A detached vortex region between the fuel film and wall will be formed; when the expansion ratio is large enough, the fuel film can bypass the detached region and reapproach the wall, and the adhesion between fuel film and wall increases with the increase of expansion ratio.

**Keywords:** aero-engine; pressure swirl injector; expansion ratio; liquid sheet velocity; atomization characteristics; VOF model

## 0 引言

离心喷嘴属于一种压力雾化喷嘴,其雾化效果好、结构简单,被广泛应用于各类航空发动机燃烧室<sup>[1-2]</sup>。喷嘴性能直接决定油雾场的形态,进而对燃烧室燃烧性能具有决定性的影响<sup>[3]</sup>。离心喷嘴的喷口结构对雾化性能具有重要的影响,喷口扩张比是其中的关键参数,目前喷口形式主要为平口式和扩口式。

平口式离心喷嘴的喷口为平直结构,燃油在一定供油压力下,通过切向槽进入旋流室,在其中做旋转运动,同时以一定的轴向速度向喷口推进,并以液膜的形式旋转向外喷出,国内外研究人员对该类型喷嘴开展过大量的研究。BRUNDISH K 等<sup>[4]</sup>就喷嘴几何结构与燃油流动参数对空气核形态的影响开展了试验研究,结果表明,离心喷嘴在

进口雷诺数大于临界值时才能在喷嘴内部形成稳定的空气核。RAMAMURTHI K 等<sup>[5-8]</sup>对喷嘴雾化过程中的液膜破碎过程进行了拍摄,发现液膜在低压差时呈郁金香式液膜状,在高压差时呈完全破碎液膜状,并通过数学分析的方式从理论上基于空气扰动学说对液膜不稳定现象进行研究。

扩口式离心喷嘴喷口为扩张结构,国内外研究人员对该类喷嘴开展过一些研究。XUE J 等<sup>[9]</sup>基于 ALE 算法对扩口式离心喷嘴内部流动过程进行了数值模拟,发现随着扩张角的增大,雾化锥角急剧增大,并结合无黏理论对该结论进行分析。KAMPLADE J 等<sup>[10]</sup>发现当扩口半径过大时,射流将在壁面发生分离,空气将回流补充分离区,从而导致锥角急剧下降,同时发现射流在扩口段的附壁性将显著降低其自身出口轴向速度。王培林<sup>[11]</sup>对具有拉伐尔喷

口的离心喷嘴进行研磨处理,从工程观点,提出了通过改变拉伐尔喷口流道壁面积,调整雾化锥角的方法。张永良等<sup>[12-13]</sup>采用数值模拟的方法就扩张段对喷嘴雾化性能的影响进行了研究,发现扩张段对雾化锥角的影响较大,受康达效应(coanda effect)<sup>[14]</sup>的影响,燃油沿着扩张段壁面喷出,扩张角度越大,液膜破碎距离越小。在处理离心喷嘴内部流动的问题上,陈晓东等<sup>[15]</sup>通过数值模拟的方法获得了喷嘴内部流场的特征信息并证明了VOF方法在处理复杂气液交界面问题上的可靠性。刘江等<sup>[16]</sup>通过流体力学软件Fluent较好地模拟了喷嘴内流动介质的湍动能及速度分布情况。刘存喜<sup>[17]</sup>对扩口式离心喷嘴流动及雾化过程进行数值模拟及试验测量,发现其锥角变化趋势与平口式喷嘴存在较大差异。陈富鑫等<sup>[18]</sup>对不同喷口扩张角下离心喷嘴雾化锥角特性及其形成原因进行了研究。

综上,目前国内外研究人员针对离心喷嘴粒径分布、浓度分布、雾化锥角和液膜破碎过程开展了大量的研究。研究结果表明喷嘴结构参数对雾化性能具有重要的影响,但研究参数主要集中在平直段结构及扩张角,针对不同扩张比下喷嘴雾化特性的研究较少,另外对雾化性能随扩张比变化原因及液膜流动情况的研究也不够详细,本文即以此为对象,开展试验及数值模拟研究。

## 1 试验及数值模拟方法

### 1.1 研究对象及参数

本文研究对象为扩口式离心喷嘴,喷嘴结构如图1所示,其结构主要包括切向槽、旋流室、喷口段。其中喷口段由平直段和扩张段构成,平直段为等直径通道,扩张段为具有一定扩张角的扩张通道。

图2为喷口段结构参数示意图, $L_0$ 为平直段长度, $L_1$ 为扩张段长度, $D_0$ 为平直段直径, $D_1$ 为扩张段出口直径, $\theta$ 为扩张角,定义扩张比 $R_0$ 为 $D_1/D_0$ 。具体结构参数如表1所示,平直段长度、直径及扩张角固定不变,扩张比随扩张段长度的增加而增加,扩张比范围为1~3.5。

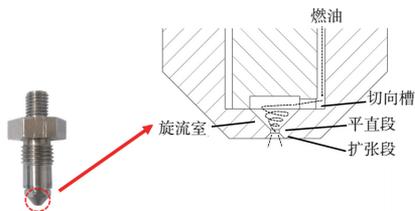


图1 喷嘴结构示意图

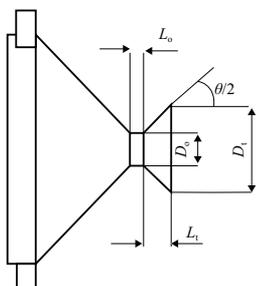


图2 喷口段结构参数示意图

表1 喷口结构参数

参数	$L_0/\text{mm}$	$D_0/\text{mm}$	$\theta/(\text{°})$	$L_1/\text{mm}$	$D_1/D_0$
值	0.14	0.35	90	0~0.437 5	1~3.5

### 1.2 试验系统与测量方法

图3为试验系统示意图(本刊黑白印刷,相关疑问咨询作者)。由图可知,试验系统由燃油供给系统、试验段和数据采集系统组成。燃油供给系统包含氮气瓶、稳压罐及压力变送器,氮气瓶内高压气体与稳压罐联通,罐内燃油在气压的作用下进入油路,并最终供入试验段,压力变送器安装在紧靠喷嘴入口的位置上,用于检测喷嘴进口压力,其测压范围为0~4.0 MPa,测量结果精度偏差不大于0.5%。试验段包含可固定喷嘴的标准安装台架和试验采用的离心喷嘴。数据采集系统包含相位多普勒粒子分析仪(PDPA)和工业相机。试验中采用相位多普勒粒子分析仪测量喷嘴出口位置液膜的轴向速度和雾化粒径,相位多普勒粒子分析仪由激光源、激光发射器、激光接收器、后处理设备构成。PDPA系统可实现对下游不同位置粒径及速度的单点测量,粒径测量范围为0.3~8 000  $\mu\text{m}$ ,速度测量范围为-600~1 000 m/s,测量结果精度偏差不大于1%。试验中采用工业相机捕捉瞬态喷雾图片,拍摄像素为2 600×2 000 dpi。

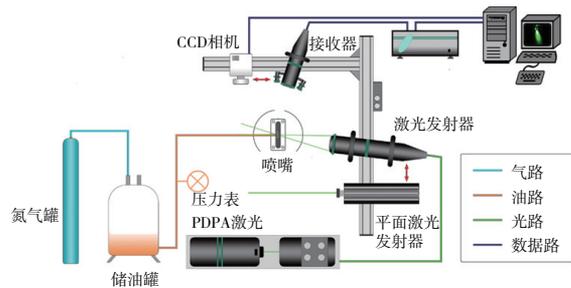


图3 试验系统图

### 1.3 数值计算方法

本文采用VOF模型模拟喷嘴内部燃油流动过程,该模型是建立在欧拉网格下的表面跟踪方法,在计算过程中采用非稳态连续性方程和动量守恒方程,准确捕捉气液界面的分层流动。本文数值模拟与试验研究模型结构一致,计算模型如图4所示,包括切向槽、旋流室、喷口段及圆柱形外部流域,根据课题组内的试算结果,外部流域的直径约为喷口喉道直径的12倍<sup>[19]</sup>。切向槽进口为压力进口,且流体流动方向垂直于进口;外部流域出口为压力出口;壁面设置为无滑移壁面,壁面方程选用非平衡壁面函数。

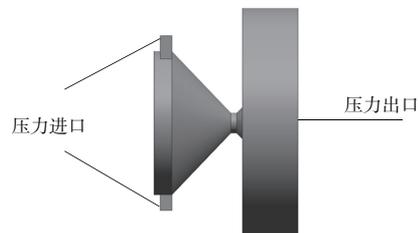


图4 数值计算模型

本文采用非结构化和结构化网格耦合的混合网格,其中切向槽和旋流室部分为非结构化网格,其余部分为结构化网格。考虑到本文所研究的喷嘴内部流动较为精细,对出口部分进行了网格加密。为了确保数值模拟的准确性,并且提高计算效率,进行了网格独立性验证,比较了不同网格数目下,喷嘴出口沿径向高度的速度分布,其结果如图5所示。当网格数量达到  $190 \times 10^4$  时,继续增加网格数目对速度分布无明显影响,因此本文所述数值模拟均使用该套网格。

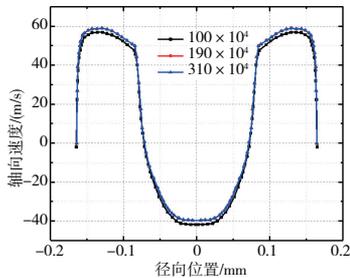


图5 网格独立性验证

表2 不同湍流模型计算结果与试验结果对比

模型	雾化锥角			轴向速度		
	计算结果/(°)	试验测量值/(°)	相对误差/%	计算结果/(m/s)	试验测量值/(m/s)	相对误差/%
RNG	63	57	10.53	18.2	33.1	-45.02
RSM	53	57	-7.02	35.1	33.1	6.04
SST	62	57	8.77	17.5	33.1	47.13

## 1.4 研究内容

为获得喷嘴雾化性能随喷口扩张比变化规律并分析其原因,本文分别针对雾化粒径、雾化锥角及液膜轴向速度开展试验研究,针对喷口处液膜流动情况开展数值计算,喷嘴结构参数如表1所示。

试验过程中对喷嘴下游 50 mm 截面油雾平均粒径进行测量,获得喷嘴雾化粒径;对喷嘴下游 2 mm 处液膜速度进行测量,获得液膜轴向速度;采用工业相机对喷嘴下游油雾分布进行拍摄,得到的高清图片如图6所示,以喷口位置为顶点描绘油雾场边界,两条边界夹角即为雾化锥角  $\alpha$ ;通过 VOF 模型对喷嘴内两相流动进行计算,获得液膜在喷口的流动情况。

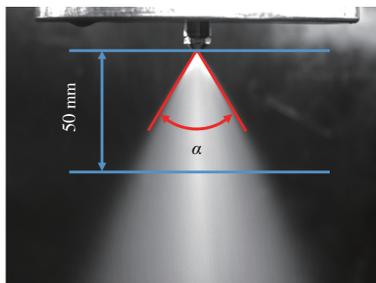


图6 瞬态油雾图片

具体计算时两相流动介质为煤油和空气,空气为主相,煤油为次相,初始化时将喷嘴内主相体积分数设为1,即计算域内充满空气,进口次相体积分数为1。喷嘴内部流动仿真为非稳态模式,采用基于压力的分离求解器,使用更适合非稳态的 PISO 算法进行计算。结合计算模型和收敛的要求,时间步长取  $10^{-9}$  s,单位时间步长迭代取 20 步, Courant 数取为 1。

为确保计算结果的可靠性,对数值模拟方法进行了准确性验证。本文研究内容涉及喷嘴内部复杂的湍流流动,所以湍流模型的选择对本文所述数值模拟研究具有重要影响,此处将 SST  $k-\omega$ 、RNG  $k-\varepsilon$  及 RSM 3 种湍流模型进行了对比。表2为不同湍流模型计算结果与试验结果对比,比较了当进出口压差为 1.0 MPa 时雾化锥角、液膜轴向速度,发现湍流模型为 RSM 时,雾化锥角和轴向速度与试验结果一致性最高,且相对误差小于 10%。因此本文选择 RSM 模型作为湍流模型。

## 2 研究结果与分析

### 2.1 雾化性能随扩张比的变化规律

为研究扩张比对雾化锥角的影响,比较了在不同供油压差下雾化锥角随扩张比变化规律。图7为试验测得的雾化锥角随扩张比的变化曲线。由图7可知,在各供油压差下,雾化锥角随扩张比的增加而增加;当扩张比由 1.0 增加至 3.5 时,各压差对应雾化锥角由  $57^\circ$  增加至  $92^\circ$ ;当扩张比一定时,不同压差下雾化锥角差别较小,最大偏差为 4.3%。

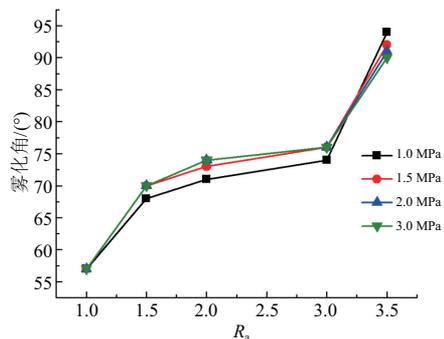


图7 雾化锥角随扩张比的变化曲线

图8为试验测得的压差在1.0MPa时,油雾颗粒平均直径( $D_{10}$ )随扩张比的变化曲线。由图8可知,随扩张比的增加,雾化粒径先减小后基本不变;当扩张比由1.0增加至3.0, $D_{10}$ 由28.0 $\mu\text{m}$ 减小至21.8 $\mu\text{m}$ ,即减小了22.1%;当扩张比由3.0增加至3.5,雾化粒径基本不变, $D_{10}$ 仅增加了3%。

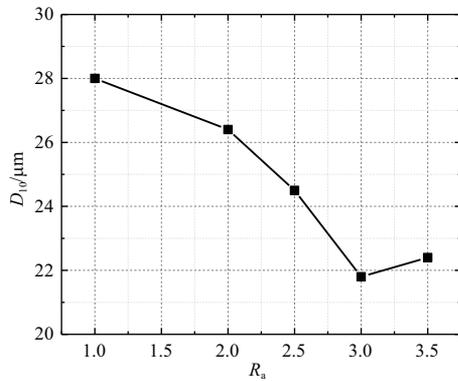


图8  $D_{10}$ 随扩张比变化曲线

## 2.2 雾化性能随扩张比变化原因分析

为深入探讨雾化性能随扩张比的变化原因,本文通过数值模拟得到了不同扩张比下燃油的流动情况,并通过试验测量得到了不同扩张比下喷口处液膜轴向速度,下面将结合这两方面进行讨论。

图9为数值计算得到的压差在1.0MPa时,扩张比 $R_a$ 为1.5和3.0对应的扩张段燃油流动特性及局部放大图。由图9可知,当扩张比为1.5时,液膜在流经扩张段的过程中,对喷口附近空气产生扰动,液膜内部形成对称的空气涡,液膜与壁面之间发生分离并形成分离涡,此时液膜扩张过程接近自由膨胀;当扩张比增加至3.0时,靠近壁面处存在稳定的分离区,液膜可绕过分离区,重新与壁面贴合。

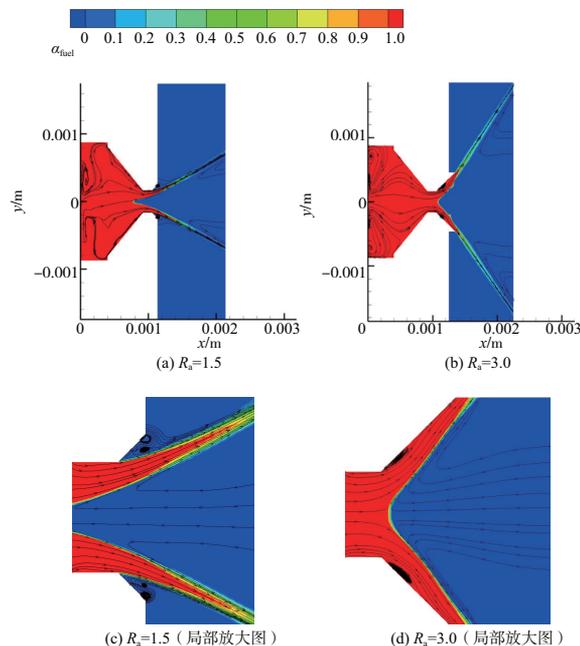


图9 扩张段燃油流动特性及局部放大图

根据数值模拟结果,对液膜在扩张段流动过程进行总结,图10为喷嘴中心截面液膜发展示意图,喷嘴下游形成3个流动区域,分别为燃油射流、射流内侧空气区及射流外侧空气区,且射流内侧形成了对称的空气涡,射流与外侧壁面之间存在小尺度的角涡。这是由于液膜在进入扩张段后会沿径向扩张,在黏性引起的阻滞作用下产生动量损失。附面层内流速不断降低,压力无法及时补充被剪切阻力消耗的动能,直到某一点贴壁流体动能被完全消耗,出现了流动分离,空气从外界回流补充分离区,因此在液膜与壁面之间形成分离涡。当扩张比较大时,斜壁面长度足够长,液膜在离心力和黏性力的作用下绕过分离区靠近壁面,并最终与壁面贴合,液膜与壁面重新贴合后沿扩张段壁面流动过程中,虽然仍会在黏性引起的阻滞作用下产生动量损失,并导致附面层内流速不断降低,但由于部分压力能转化为动能,附面层仍有足够的动能维持着运动,直至液膜流出喷口。这种贴壁流动现象在流体力学上被称为康达效应<sup>[14]</sup>,此时液膜扩张过程近似贴壁流动。

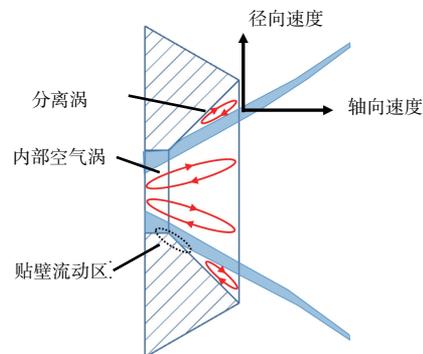


图10 喷嘴中心截面液膜发展示意图

图11为试验测得的压差在1.0MPa时,试验测量得到的喷嘴出口位置液膜轴向速度随扩张比的变化曲线。从图11中可以看出,液膜轴向速度随扩张比的增加而减小,当扩张比由1.0增加至3.5时,液膜轴向速度由33m/s降低至19.1m/s。

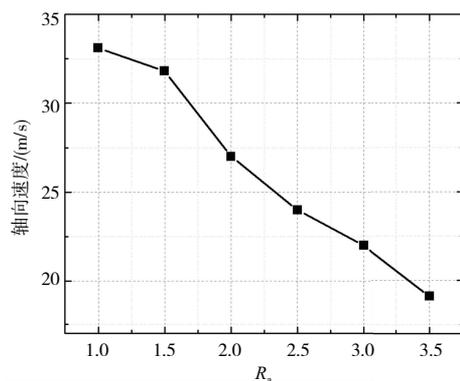


图11 液膜轴向速度随扩张比的变化曲线

随扩张比的增加,液膜轴向动能减小,说明扩张段处液膜切向速度更多地转化为径向速度,因此喷嘴雾化锥角增加,具体如图7所示。另一方面,在供油压差不变的情况下,燃油流量基本不变,扩张比越大,雾化锥角越大,燃

油与空气接触表面积越大,且液膜厚度越小,更有利于二次雾化,因此随着扩张比的增加,燃油平均粒径减小,具体如图8所示。

### 3 结语

本文以离心喷嘴为研究对象,结合试验及数值计算研究了离心喷嘴雾化性能随扩张比变化规律及原因,主要结论如下:

1)随着扩张比的增加,雾化锥角增大,雾化粒径减小;当扩张比一定时,不同压差下雾化锥角基本一致;液膜轴向速度随扩张比的增加而减小;

2)喷嘴下游存在3个流动区域,分别为燃油射流、射流内侧空气区及射流外侧空气区,其中射流内侧会形成对称的空气涡,射流与外侧壁面之间存在小尺度的角涡。液膜通过扩张段时,会在近壁面发生分离,并且在液膜与壁面之间形成分离区,当扩张比较大时,液膜可绕过分离区与壁面贴合。

#### 参考文献:

- [1] LEFEBVRE A H . Atomization and sprays [ M ]. [ S. I. ] : Hemisphere Pub. Corp, 1989 : 173-368.
- [2] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术 [ M ]. 北京 : 国防工业出版社, 2006.
- [3] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室 [ M ]. 北京 : 国防工业出版社, 2008.
- [4] BRUNDISH K, WILSON C, NASH S, et al. The initial design of a fluidically controlled variable geometry fuel injector for gas turbine combustion systems [ C ] // 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1998 : 3908.
- [5] RAMAMURTHI K, THARAKAN T J. Experimental study of liquid sheets formed in coaxial swirl injectors [ J ]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(6) : 1103-1109.
- [6] BEECK M A, HENTSCHEL W. Laser metrology—a diagnostic tool in automotive development processes [ J ]. Optics and Lasers in Engineering, 2000, 34(2) : 101-120.
- [7] REDDY K U, MISHRA D P. Studies on spray behavior of a pressure swirl atomizer in transition regime [ J ]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(1) : 74-80.
- [8] SANTOLAYA J L, GARCÍA J A, CALVO E, et al. Effects of droplet collision phenomena on the development of pressure swirl sprays [ J ]. International Journal of Multiphase Flow, 2013, 56 : 160-171.
- [9] XUE J, JOG M A, JENG S M, et al. Effect of geometric parameters on simplex atomizer performance [ J ]. AIAA Journal, 2004, 42(12) : 2408-2415.
- [10] KAMPLADE J, HOHLFELD I, KELZ M, et al. Effect of coanda-deflection-openings on the spray behavior of pressure swirl nozzles [ J ]. Atomization and Sprays, 2018, 28(3) : 281-297.
- [11] 王培林. 具有拉伐尔喷口的离心喷嘴雾化锥角调整方法 [ J ]. 推进技术, 1991, 12(1) : 15-18.
- [12] 张永良. 离心喷嘴雾化特性实验研究和数值模拟 [ D ]. 北京 : 中国科学院研究生院 ( 工程热物理研究所 ), 2013.
- [13] 张永良, 王宝瑞, 孔文俊, 等. 离心喷嘴实验与流场结构的数值模拟 [ J ]. 工程热物理学报, 2013, 34(4) : 760-764.
- [14] STUCK E N, ZACKAY V F. Coanda effect; US, US4486470A [ P ]. 1984-12-04.
- [15] 陈晓东, 刘宇, 杨威迦. 背压对液体离心喷嘴喷雾锥的影响 [ J ]. 推进技术, 2010, 31(5) : 539-543.
- [16] 刘江, 黄晓斌, 何吕, 等. 基于 Fluent 的喷嘴倒锥孔磨粒流加工数值模拟 [ J ]. 机械制造与自动化, 2021, 50(2) : 40-42, 50.
- [17] 刘存喜. 多级旋流空气雾化喷嘴雾化特性及光学测试方法研究 [ D ]. 北京 : 中国科学院研究生院 ( 工程热物理研究所 ), 2012.
- [18] 陈富鑫, 何小民, 周建伟. 不同喷口扩张角下离心喷嘴雾化锥角特性研究 [ J/OL ]. 推进技术, ( 2021-07-20 ) [ 2021-11-25 ]. <http://www.cnki.com.cn/Article/CJFDTotal-TJJS2021071900B.htm>.
- [19] 宋耀宇. 离心喷嘴燃油流动特性研究 [ D ]. 南京 : 南京航空航天大学, 2016.

收稿日期: 2021-11-03