# 射流式气动雾化喷嘴雾化性能试验研究

姚康鸿1,金 义1,郑 妹2,张 凯1,何小民1

(1.南京航空航天大学能源与动力学院江苏省航空动力系统重点实验室;2.中航工业南京机电液压工程研究中心 航空机电系统综合航空科技重点实验室:南京210016)

摘要:针对1种带出口扩张段的射流式气动雾化喷嘴,将气液比的2个影响因素空气流量及燃油流量分开,通过试验分析了 空气流量、燃油流量、气液2相相对速度分别对雾化性能的影响规律。采用相位多普勒激光测试仪测试喷雾下游雾化粒径,通过 CCD相机及片光源拍摄其雾化锥角。结果表明:空气流量相比于燃油流量,对该型气动雾化喷嘴的雾化性能影响更大;当气液比一 致时,气液2相相对速度越大,雾化粒径越小,雾化锥角越大;当气液比为0~2时,随气液比的增大,雾化锥角逐渐增大,雾化粒径 逐渐减小;在气液比趋近于2时,雾化锥角达到最大值,雾化粒径达到最小值;当气液比大于2时,雾化锥角略微减小,雾化粒径基 本保持不变。

 关键词:
 射流式气动雾化喷嘴;雾化锥角;雾化粒径;气液比;空气流量;燃油流量;试验;航空发动机

 中图分类号:
 V233.2+1
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.02.014

### Test Study on Spray Performance of Plain-jet Airblast Atomizer

YAO Kang-hong<sup>1</sup>, JIN Yi<sup>1</sup>, ZHENG Mei<sup>2</sup>, ZHANG Kai<sup>1</sup>, HE Xiao-min<sup>1</sup>

(1.Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics; 2.Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, AVIC/Aviation Key Laboratory of Science Technology on Aero Electromechanical System Integration: Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at a plain-jet airblast atomizer with an outlet expansion section, the air flow rate and the fuel flow rate of the gasliquid ratio were separated. The effects of the air flow rate, the fuel flow rate and the relative velocity of gas-liquid two-phase on the spray performance were analyzed by test. The spray downstream Sauter Mean Diameter(SMD) was measured by Doppler laser tester, and the spray cone angle was photographed by CCD camera and sheet light source. The results show that the effect of air flow on the spray performance of this type of airblast atomizer is greater than that of the fuel flow. When the gas-liquid ratio is the same, the larger the relative velocity of gasliquid two-phase is, the smaller the SMD is and the larger the spray cone angle is. When the gas-liquid ratio is 0~2, the spray cone angle increases and the SMD decreases with the increase of gas-liquid ratio. When the gas-liquid ratio approaches to 2, the spray cone angle reaches the maximum value, and the SMD reaches the minimum value. When the gas-liquid ratio is greater than 2, the spray cone angle decreases slightly, and the SMD remains basically unchanged.

Key words: plain-jet airblast atomizer; spray cone angle; SauterMean Diameter (SMD); gas-liquid ratio; air flow rate; fuel flow rate; test; aeroengine

# 0 引言

气动雾化喷嘴是广泛应用于航空发动机的1种 燃油供给装置,一般分为预膜式和射流式2类。在预 膜式气动雾化喷嘴中,燃油以一定角度碰撞预膜板形 成液膜,随后与流场中的气流相互作用破碎为小液 滴;而对于射流式气动雾化喷嘴,没有与预膜板碰撞 形成液膜的过程,而是依靠高速气流的气动力直接进 行破碎。二者均能够在低供油压力的条件下,通过气

**收稿日期:**2019-01-15 **基金项目:**研究生创新基地(实验室)开放基金(kfjj20170209)、工信部重点实验室基金(No.XCA16045)、航空科学基金 (20162852030)资助

作者简介:姚康鸿(1994),男,在读硕士研究生,主要研究方向为燃油供给装置;E-mail:nuaa\_yaokanghong@163.com。

**引用格式:**姚康湾,金义,郑妹,等.射流式气动雾化喷嘴雾化性能试验研究[J].航空发动机,2020,46(2):75-80. YAO Kanghong, JIN Yi, ZHENG Mei, et al. Test study on spray performance of plain-jet airblast atomizer [J]. Aeroengine, 2020, 46(2):75-80.

液的相互作用获得较好的雾化效果,并且由于在雾化 燃油中混入了空气,使得混合油气在燃烧过程中燃烧 得更彻底,降低了烟颗粒及污染排放物的排放量<sup>[1-2]</sup>。 但预膜式气动雾化喷嘴与射流式气动雾化喷嘴相比, 存在结构复杂、雾化效果适应性差的缺点,所以在某 些情况下,会优先考虑使用射流式气动雾化喷嘴<sup>[3-5]</sup>。

近年来,大量学者对射流式气动雾化喷嘴进行研究,热点主要集中于喷嘴出口段形状结构及气动参数 对雾化性能的影响。Nukiyama 和 Tanasawa<sup>10</sup>是最早对 气动雾化喷嘴进行系统研究的学者,研究表明液滴平 均粒径随气液比增大而逐渐减小;Lozenzetto 和 Lefebvre<sup>17</sup>通过对射流式气动雾化喷嘴雾化性能的研 究得出液体工质物性参数、空气速度、气液比对雾化 性能的影响;Rizk 和 Lefebvre<sup>18-9</sup>研究了气动参数、液 体物性参数对雾化均匀程度的影响,表明增大气体压 力、空气速度和气液比均能够促进雾化均匀,而增大 液体黏性和燃油出口尺寸均会使雾化均匀性变差。

随着非接触激光测试技术的发展,相位激光多普 勒测试仪 (Phase Doppler Particle Analyzer, PDPA)最 早于 1993 年由 Harda-lupas 和 Whitelaw<sup>[10]</sup>应用于测 量该型气动雾化喷嘴的雾化粒径(Sauter Mean Diameter, SMD)测试中,表明在气液2相速度比小于 45时,由于出口收缩段的存在,出口处气流速度方向 与液体射流成一定角度,从而进行碰撞破碎,出口收 缩段的存在对于雾化有明显的促进作用;而当2相速 度比大于 45 之后, 气液 2 相间的气动力足以满足液 滴破碎所需能量,所以收缩段的存在对雾化基本没有 影响。在此之后,Hasan<sup>111</sup>通过拍照的方式研究了该类 型喷嘴中液体射流的未破碎长度;Paul<sup>[12]</sup>研究了该类 型的喷嘴其燃油出口回缩量对雾化尺寸的影响,研究 表明:当空气速度与气液比均较低时,回缩量对雾化 有明显影响。Sridhara<sup>[13]</sup>研究了韦伯数及动量比对雾 化性能的影响,表明韦伯数及动量比在粒径雾化中起 到关键因素;Georgios<sup>14</sup>在近几年基于射流式气动雾 化喷嘴研究了韦伯数及动量比对下游带状破碎距离 的影响;金仁瀚、张铮等四研究了在加热气流中的直 射式气动雾化喷嘴侧向喷雾特性,表明在高温气流中 提高喷射压力,雾化粒径反而减小,在高温气流流动 方向不同区域,气动雾化颗粒破碎效应和蒸发导致的 颗粒尺寸减小行为是相互竞争关系。

本文分别分析了气流流量及燃油流量对射流式

气动雾化喷嘴雾化性能的影响,并探究了气液比相同时,气液2相相对速度对雾化性能的影响。

# 1 试验模型及系统

# 1.1 气动雾化喷嘴模型

带出口扩张段的直射式气动雾化喷嘴结构如图 1 所示。其结构不同于传统射流式气动雾化喷嘴,除 了放置于喷嘴中间的直射式燃油喷嘴及环绕四周的 气流通道外,在喷嘴出口增加了带一定角度的扩张段 通道。该喷嘴的主要工作过程为:气流由侧边流入喷 嘴,经过均布于中间流道的4个直径为1.2 mm的孔 整流后,进入流道截面直径为11 mm的气流流道,并 于外通道收缩扩张段处与喷口直径为0.4 mm的直射 式燃油喷嘴喷射出的燃油混合,依靠2相射流的碰撞 及2相间气流气动力及液体表面张力之间的相互作 用进行燃油破碎,最后形成雾化油气。



图 1 射流式气动雾化喷嘴结构

### 1.2 试验系统

喷雾试验系统主要由供油、供气及测试 3 个子系 统组成,如图 2 所示。供油系统主要由储存燃油的油



1—压气机;2—稳压罐;3—空气过滤器;4—质量流量控制器;5— 气动雾化喷嘴试验件;6—油箱;7—燃油过滤器;8—燃油泵;9— 稳压罐;10—泄流阀;11—输油阀;12—压力表;13—流量测试系 统;14—周向分布测试系统;15—雾化锥角测试系统;16—雾化粒 径测试系统;17—电子秤及电子秒表;18—周向分布试验台;19— CCD 相机及激光片光源;20—3 维坐标架;21—PC 数据处理器

#### 图 2 试验系统

箱、2个燃油过滤器、输油泵、稳压罐、输油阀、泄压阀 以及压力表组成。2个油滤器分别置于输油泵前和稳 压罐后,能过滤最小为10um的杂质;稳压罐置于输 油泵后以保证进入喷雾试验段的燃油压力处于较为 稳定的状态,确保试验工况的准确性;泄压阀置于回 油油路中,输油阀置于供油油路中,通过调节二者阀 门开度来控制燃油进入喷雾试验段的燃油流量;压力 表置于近喷雾试验段中以实时监控进入燃油供给压 差压力表精度等级为4,最大量程为0.6 MPa。

在供气系统中,气流从流量为5m<sup>3</sup>/min 的螺杆压 气机流出,经过稳压罐、气体除水装置及质量流量控 制器后流入气动雾化喷嘴中。稳压罐用于稳定气路中 的气流压力;气体除水装置主要用于过滤来流气体中 含有的水;通过调节与质量流量控制器相连接的电控 器控制气路中的流量,质量流量控制器最大量程 1000 L/min,流量控制误差小于 0.2%。

测试系统主要包括锥角测试系统及粒径测试系 统。锥角测试系统主要包括 CCD 工业相机、激光片光 源及图像处理软件,在实际测试中运用片光源激光发 射器发射出厚度约为1mm、波长为532nm的绿色激 光垂直照射在气动雾化喷嘴下游油雾场中,利用 CCD 工业相机拍摄片光源照射的2维油雾场图片。 CCD 相机的预设分辨率为 1024 × 768,运行最佳帧数 为 60 FPS。运用图像处理软件对该图片进行雾化边 界识别,得到其喷雾锥角数值。具体的锥角测试系统 如图 3 所示,图像处理软件处理的油雾如图 4 所示。 采用 PDPA 对该型喷嘴的喷雾粒径特性进行测试, PDPA 测试系统如图 5 所示。调试好的 PDPA 系统可 测试最大粒子速度为 155.58 m/s,速度测量精度为 0.1%,可捕捉到的最大粒子直径为349.8 um,粒径测 量精度达1%。PDPA 对流场的测试方式为单点测试, 为获得下游油雾场信息,在喷嘴下游设置了 X=3 mm,Z=50 mm、60 mm、80 mm 共 3 个测点,具体的测 点的设置如图 6所示。



图 3 雾化锥角测试系统

图 4 处理后雾化锥角



# 图 5 PDPA 激光测试系统 1.3 研究内容

图 6 PDPA 激光测试位置

本文基于1种带扩张段角度的射流式气动雾化 喷嘴研究了空气流量、燃油流量、气液比A<sub>IR</sub>对雾化 性能的影响规律,同时探究气液2相间相对速度对雾 化性能的影响。本次试验在常温常压下进行,试验中 选用 RP-3型航空煤油作为液体工质,通过改变燃油 流量及空气流量,以期获得气液比为0.482~2.847的 工况,具体试验工况见表1。

表 1	试验工况
-----	------

Quantity	Parameter			
The temperature of air/ K	283			
supply pressure of fuel/ MPa	0.1,0.2,0.3,0.4,0.5			
The mass flow rate of fuel/(g/s) $$	1.211 1.706 2.085 2.405 2.685			
The mass flow rate of air/(g/s)	1.293 1.724 2.155 2.586 3.448			
Air to liquid , $A_{\rm IR}$	0.482 ~ 2.847			
	Coefficient of viscosity:			
The property parameter of kerosene/at 283 K temperature	$v = 1.45 \text{ mm}^2/\text{s}$			
	Density: $\rho$ =0.78 g/cm <sup>3</sup>			
	Coefficient of surface tension:			
	$\sigma$ =0.023 N/m			

## 2 试验结果分析

在喷雾试验开始前, 对该喷嘴进行流量标定, 得到该型雾化喷嘴燃油流 量 $m_{\rm f}$ 与供油压差  $\Delta P_{\rm f}$ 之间 的流量特性曲线,标定结 果如图 7 所示,并拟合流 量特性为



(1)

### 2.1 雾化粒径

喷嘴雾化粒径是衡量喷嘴性能的重要指标之一。 如果喷嘴雾化液滴直径过大,会出现燃烧不完全、油 滴碰壁、火焰后移、出口温度分布不均等问题;如果液 滴直径过小,则由于液滴集中于喷嘴出口附近,形成

 $m_{\rm f}$ =3.78493 $\Delta P^{0.49508}$ 

富油状态,易造成积碳及点火、熄火性能变差等不良 影响。

在喷嘴下游不同粒径测试位置下,空气流量对雾 化粒径 D<sub>SM</sub>的影响如图 8 所示。从图中可见,3 个测点 位置所呈现的规律一致,均表现为 D<sub>SM</sub>随着空气流量 的增大而逐渐减小。



在喷嘴下游不同粒径测试位置下,燃油流量对雾 化粒径 D<sub>sm</sub>的影响如图 9 所示。从图中可见,3 个测点 位置测试结果均表现为随着燃油流量的增大,D<sub>sm</sub>整 体略增大。





空气流量、燃油流量分别影响雾化粒径时,雾化 粒径的变化范围如图 10 所示。从图中可见,燃油流量 的变化使得 D<sub>SM</sub> 最大平均变化范围均远小于空气流 量变化带来的 D<sub>SM</sub> 最大平均变化范围,所以燃油流量 对雾化粒径的影响相对空气流量对雾化粒径的影响



图 11 气液比对雾化粒径的影响





从图中可见,当气液比A<sub>IR</sub>一致时,气液2相相 对速度越大,雾化粒径越小。

由于工况条件下的气液 2 相速度比均大于 45, 此时影响该型喷嘴的主要原因是气液 2 相间的相互 作用力<sup>18</sup>,所以针对上述试验结果,可以通过液滴破碎 平衡方程来分析解释。液滴平衡方程为

$$C_{\rm D}(\pi/4)D^2 0.5 \rho_{\rm A} U_{\rm R}^2 = \pi D\sigma$$
 (3)

式中:*C*<sub>D</sub>为流阻系数,主要与流动结构有关;D为液 滴直径;*U*<sub>R</sub>为气液2相间相对速度;σ为液体的表面 张力系数,仅由液体工质种类物性决定。

当燃油流量一定时,增大空气流量,气液比增大, 空气流动速度增大,燃油流动速度保持不变,气液2 相间相对速度值见表 2。从表中可见, 气液 2 相间相 对速度变化值为132.696 m/s, 气动力明显增强,同 时,由于液体工质不变,仍为航空煤油(RP-3),所以 液珠的表面张力保持不变,由液珠破碎平衡方程可知 此时的液珠更易破碎为小液珠。当空气流量达到 2.586 g/s、气液比达到 2 之后,雾化粒径逐渐趋近于 某一极限值。这是因为液滴直径越小,继续增大气流 流量,气动力得到进一步的加强,但此时的气动力并 不足以使得该尺寸下的液滴完成进一步的破碎四。当 空气流量不变时,增大燃油流量,气液比减小,燃油出 口处速度逐渐增大,空气速度保持不变,从表2中可 见,气液2相间相对速度的变化值仅为0.744 m/s,变 化范围较小,气动力无明显增大的趋势,液珠破碎能 力无明显加强;同时由于燃油流量的增大,初始破碎 液滴尺寸增大,所以雾化粒径 Dsm 无明显变化。由此 可知,相较于气液比、空气流量及燃油流量而言,气液 2相间相对速度才是影响该喷嘴雾化粒径大小的关 键参数。

	The mass fl	ow rate of fu	el is constant		
The mass flow rate of fuel/ (g/s)	1.211	1.706	2.085	2.405	2.685
The relative velocity	79.008~	78.758~	78.567~	78.406~	78.264~
of gas-liquid/(m/s)	211.704	211.454	211.263	211.102	210.960
The range of relative velocity/(m/s)	132.696	132.696	132.696	132.696	132.696
	The mass	flow rate of a	ir is constan	t	
The mass flow rate of air/(g/s)	1.293	1.724	2.155	2.586	3.448
The mass flow rate of air/(g/s) The relative velocity	1.293 78.264~	1.724 104.803~	2.155 131.343~	2.586 157.882~	3.448 210.960~
The mass flow rate of air/(g/s) The relative velocity of gas-liquid/(m/s)	1.293 78.264~ 79.008	1.724 104.803~ 105.547	2.155 131.343~ 132.086	2.586 157.882~ 158.626	3.448 210.960~ 211.704

### 表 2 气液 2 相间相对速度值

## 2.2 雾化锥角

雾化锥角是衡量喷嘴雾化性能重要参数之一。喷 雾锥角过小,会形成局部富油、生成碳粒子区域,并使 火焰后移。喷雾锥角应尽可能增大到1个合适角度, 使得油雾与更多的空气相作用,将改善雾化效果,提 高燃烧室点熄火性能和燃烧效率,降低燃烧污染物的 排放,但是喷雾锥角过大则燃油易喷射至火焰筒壁

上,使得壁面温度过高发 生塑性形变

空气流量对雾化锥 角的影响规律如图 13 所 示。从图中可见,当燃油 流量一定时,随着空气流 量的增加,雾化锥角先增 大后减小,当空气流量为 2.586 g/s 时,雾化锥角达 到最大值。

燃油流量对雾化锥 角的影响如图 14 所示。 从图中可见,当空气流量 不变时,燃油流量对雾化 锥角的影响较小。

对比图 13、14 可见,



空气流量变化使得雾化锥角平均变化幅度为 10°, 燃 油流量变化使得雾化锥角的平均变化幅度为 1.7°。由 此可知, 空气流量对雾化锥角的影响比燃油流量对雾 化锥角的影响大。

气液比对该喷嘴雾化锥角的影响规律如图 15 所示。从图中可见,雾化锥角随气液比的增大先增大后减小。但雾化锥角不仅与气液比、空气流量及燃油流量有关,还与喷嘴结构参数有关<sup>[2]</sup>,所以此时得到的规律仅限于该喷嘴。

气液2相相对速度对雾化锥角的影响如图 16 所



示。当气液比为 0.6 和 1.1 时,均呈现出气液 2 相相对 速度越大,雾化锥角越大的规律。

得到上述试验结果的主要原因是:当燃油流量一 定时,随着空气流量的增大,气液比增大,相对速度变 化范围较大,下游雾化粒径明显减小,由于小液滴的 随流性优于大液滴的,更易充满喷嘴下游流动区域, 所以雾化锥角随空气流量的增大而增大。当空气流量 达到 2.586 g/s 之后继续增大至 3.448 g/s,雾化锥角将 减小。这可能是因为当空气流量达到一定值之后,出 口扩张段产生明显的流动分离,出口流动面积减小, 喷嘴下游气流流动区域减小,所以雾化锥角减小。当 空气流量一定时,随着燃油流量的增大,气液比减小, 燃油流动速度增大,空气流动速度保持不变。从表 2 中可见,气液 2 相间相对速度变化值仅为 0.744 m/s, 变化范围较小,气动力无明显变化,液滴破碎能力无 明显增强。随流性无明显变化,所以其雾化锥角保持 不变。

## 3 结论

(1)空气流量对雾化性能的影响比燃油流量对雾 化性能的影响更大;

(2)燃油流量一定,空气流量的增大将使得雾化 粒径减小,当空气流量大于 2.586 g/s 时,雾化粒径基 本保持不变,空气流量的增大还将使雾化锥角先增大 后减小;

(3)空气流量一定,增大燃油流量,雾化粒径略增 大,雾化锥角保持不变;

(4)相对速度是影响雾化性能的重要因素之一, 当气液比一定时,气液2相相对速度增大,雾化粒径 减小,雾化锥角增大;

(5)该型喷嘴的雾化粒径随气液比的增大而减小, 直至趋近于一极限值;雾化锥角随气液比的增大先增 大后减小,当气液比趋近于2时,雾化锥角达到最 大值。

#### 参考文献:

 Ashgriz N, Yarin A L, Yarin A L, et al. Handbook of atomization and sprays[M]. New York: Springer-verlag, 2011:3–24. [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, 2006:1-19.

GAN Xiaohua. Aero gas turbine engine fuel nozzle technology[M]. Beijing:Notional Defense Industry Press, 2006:1-19.(in Chinese)

[3] 金如山,索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社, 2016:58-99.

JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced gas turbine combustor [M]. Beijjing; Aviation Industry Press, 2016; 58–99. (in Chinese)

- [4] Lefebvre A H. Atomization and sprays[M]. New York: Hemisphere Pub. Corp., 1988:1–14.
- [5] Lefebvre A H, Whitelaw J H. Gas turbine combustion [M]. 3rd edition. New York: Hemisphere Pub.Corp, 1983:221–237.
- [6] Nukiyama S, Tanasawa Y. Experiments on the atomization of liquids in an airstream [M]. Japan: Transactions of the Society of Mechanical Engineers, 1939:68–75.
- [7] Lorenzetto G E, Lefebvre A H. Measurements of drop size on a plain-jet airblast atomizer[J]. AIAA Journal, 2011, 15(7):1006-1010.
- [8] Rizk N K, Lefebvre A H. Influence of atomizer design features on mean drop size[J]. AIAA Journal, 2011, 21(8):1139–1142.
- [9] Rizk N K, Lefebvre A H. Spray characteristics of plain-jet airblast atomizers [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1983, 106(3):82-82.
- [10] Hardalupas Y, Whitelaw J. The characteristics of sprays produced by coaxial airblast atomisers[C]// 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1993:698–706.
- [11] Hasan E, Norman C. Coaxial atomizer liquid intact lengths phys[J]. American Institute of Physics, 1991, 303–308.
- [12] Paul J O, Richard S, Bideau J, et al. Injector geometry effect on plain jet airblast atomization[R]. ASME 1998-GT-445.
- [13] Sridhara S, Raghuandan B. Studied on the performance of airblast atomizer under varying geometric and flow conditions [C]// 35th A– IAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999:2460–2469.
- [14] Charalampous G, Hadjiviannis C,Hardalupas Y. Comparative measurement of the breakup length of liquid jets in airblast atomizer using optical connectivity, electrical connectivity and shadowgraphy[J]. Measurement, 2016:288–299.
- [15] 金仁瀚,张铮,刘勇,等. 横向加热气流中直射式喷嘴侧喷雾化特性研究[J]. 推进技术,2013,34(5):658-663.
  JIN Renhan,ZHANG Zheng,LIU Yong, et al. Experimental study on atomization characteristics of simple nozzle in heating cross flow[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34 (5):658-663.(in Chinese)

(编辑:刘 亮)