

某型航空发动机燃油喷嘴喷雾锥角调试试验研究

邱伟¹, 夏丽敏¹, 孙辉², 赵芳辉², 邓远灏¹, 徐华胜¹

(1. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500;

2. 中国航发西安航空发动机有限公司, 西安 710072)

[摘要] 某型航空发动机离心式燃油喷嘴在首台份试制时, 喷雾锥角较设计要求偏小, 通过理论分析, 制定了多种调试工艺措施, 并开展了试验研究。试验表明, 减小旋流槽角度、减小喷口长度、增大喷口直径、减小旋流室长度、减小槽深的措施均能一定程度上增大喷雾锥角。最终采用了双角度复合研磨的工艺, 结合减小旋流槽深的措施, 达到了符合设计要求的喷雾锥角。

关键词: 发动机; 燃烧室; 燃油喷嘴; 喷雾锥角; 调试

Experiment Study of an Aero-Engine Fuel Nozzle Spray Angle Commissioning

QIU Wei¹, XIA Limin¹, SUN Hui², ZHAO Fanghui², DENG Yuanhao¹, XU Huasheng¹

(1. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China;

2. AECC Xi'an Aero-Engine Co. Ltd., Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] In the first trial-manufacture of an aero-engine centrifugal fuel nozzle, the spray angle is smaller than design requirements, through theoretical analysis, formulate measures for a variety of commissioning process, and has carried out experimental study. Tests show that measures for reducing swirl angle, reducing spout length, increasing spout diameter, reducing swirl chamber length and reducing swirl tank depth can increase the spray angle to a certain extent. Eventually, we adopted double angle rubbing process, combined with the measures for decreasing the swirl tank depth, has reached the design requirements of the spray angle.

Keywords: Aero-engine; Combustor; Fuel nozzle; Spray angle; Commissioning

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.20.058

燃油喷嘴是航空发动机的重要零件之一, 目前较多航空发动机均采用了离心式燃油喷嘴作为起动机或工作喷嘴。喷雾锥角是离心式喷嘴性能中的一个重要参数, 对燃烧室点火特性、燃烧性能有着重要影响^[1-2]。因此在喷嘴的制造环节中, 喷雾锥角的调试十分重要。国内外对航空发动机离心式喷嘴的研究更多集中于雾化质量及其对燃烧性能的研究^[3-9], 只有少量对喷嘴性能(包含流量、喷雾锥角、雾化质量)调试的研究。文献[10-11]分别从制造工艺、制造误差等方面探讨了一些喷嘴加工的工艺方法的改进和影响, 文献[12-17]分别从加工工艺、流量与喷雾锥角的相关性、喷嘴性能影响因素及调试技术等方面探讨了一些喷嘴加工及性能调试的工艺方法。这些调试方法为离心式喷嘴的性能调试提供了技术指导。目前国内各喷嘴生产厂家也形成了相对成熟的调试工艺, 但对于某些调试难度较大的喷嘴, 这些方法往往调试效果有限, 并不能达到满意的效果。某型发动机离心式燃油喷嘴在首台份试制时, 喷雾

锥角较设计要求偏小较多, 采用常规研磨工艺无法改善。目前国内尚缺少对离心式喷嘴喷雾锥角调试的专项研究, 本文通过工程中常用的离心式喷嘴喷雾锥角算法对喷雾锥角的影响因素进行了理论分析, 制定了多种调试措施, 并进行了试验验证, 最终采用了双角度复合研磨的研磨工艺, 结合减小旋流槽深的措施, 使喷雾锥角达到了设计要求。

1 喷嘴结构简介及调试要求

某型发动机燃油喷嘴为典型单油路离心式喷嘴, 主要由旋流芯、螺纹套筒、喷口、喷嘴壳体构成, 结构如图1所示。

为保证航空发动机燃烧室的点火、燃烧性能, 发动机对喷嘴的喷雾锥角都会有一定要求, 并需要在喷嘴生产出厂时就需要保证。某型航空发动机燃油喷嘴喷雾锥角调试要求及初始试验值见表1。

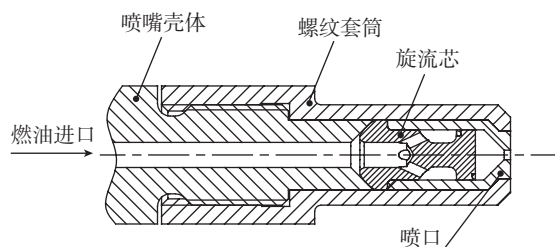


图1 燃油喷嘴结构图

Fig.1 Structure sketch map of the fuel nozzle

表1 某型航空发动机燃油喷嘴喷雾锥角调试要求

压力 /MPa	锥角要求 /($^{\circ}$)	调试结果 /($^{\circ}$)
0.2	80~90	57
0.557	80~90	59
1.425	70~80	61
3.112	70~80	60

2 调试理论分析

喷嘴结构为典型单油路离心喷嘴,调试较为简单,但初始的雾化角度比设计要求偏小较多,通过常规的研磨工艺(采用 $90^{\circ}\sim 120^{\circ}$ 研磨棒对喷口出口处进行轻微研磨,研磨深度 $\leq 0.1\text{mm}$),低压力下角度增加很多,但高压下角度仍然偏小,且呈现随着压力的增加,角度逐渐减小,且收敛很快的规律。初始调试结果见图2。

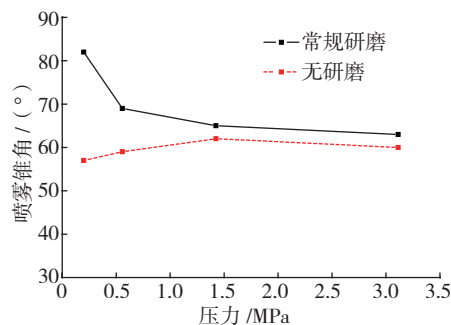


图2 燃油喷嘴初始调试结果

Fig.2 Beginning of the commissioning result of the fuel nozzle

下面通过离心式喷嘴的理论计算方法,对影响燃油喷嘴的喷雾锥角的因素进行分析。

燃油喷嘴雾化原理为:燃油从喷嘴进口处进入,通过燃油通道进入集油腔,并经过旋流芯上的三个切向旋流槽做切向运动,以较高速度进入旋流室,由于离心运动建立了空气涡^[11],从喷口喷出时,旋转的燃油同时有轴向速度和切向速度,形成一定角度的空心油膜,油膜最终失稳形成液雾。喷口出口处的油膜角度即称为离心式喷嘴的喷雾锥角,如图3所示。

现有文献中已经发表过很多离心式喷嘴喷雾角的计算方法,但无论何种计算方法,喷嘴结构参数对喷雾

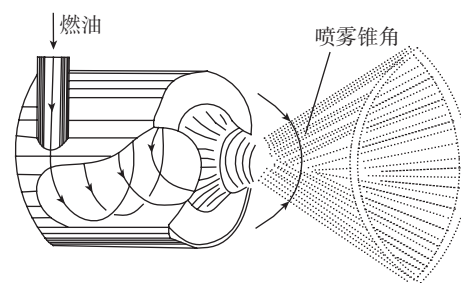
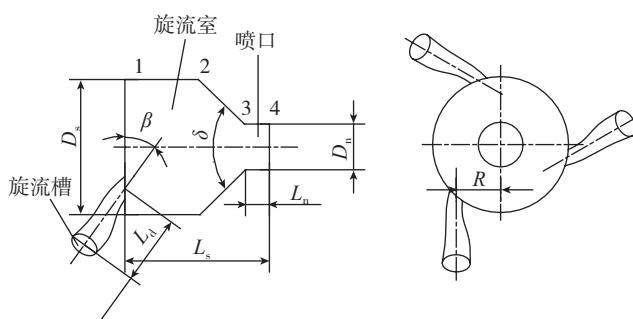


图3 离心式喷嘴雾化过程

Fig.3 Atomization process of the fuel nozzle

锥角的影响规律是相同的。本文根据工程中常用的动量距守恒方法^[12],对影响离心式喷嘴锥角的主要结构参数进行了分析。文献[12]中给出的喷雾锥角计算模型见图4。



β 为旋流角度; D_s 为旋流室直径; L_s 为旋流室长度; L_n 为喷口长度; D_n 为喷口直径; R 为旋流半径; δ 为旋流室收敛角度; L_d 为旋流槽长度。

图4 燃油喷嘴性能计算模型

Fig.4 Computational model of the fuel nozzle performance

喷雾锥角计算公式为:

$$\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = 2f_a A (1 - \beta_d) \quad (1)$$

式(1)中, A 为喷嘴几何特性数,计算公式为:

$$A = \frac{\pi R_n R \cos \beta}{A_d} \quad (2)$$

式中, R_n 为喷口半径, R 为旋流半径, A_d 为切向槽进油面积,均可由喷嘴的几何参数求得。

式(1)中, f_a 为动量距保持系数,计算公式为:

$$f_a = \frac{1}{1 + \xi \frac{A_f}{\tau} a} \quad (3)$$

式中, ξ 为燃油与壁面的摩擦系数,可由流量公式推导求得, $\frac{A_f}{\tau} a$ 为修正的几何特性数与相对几何参数的比值,可由喷嘴的几何参数求得。

式(1)中, β_d 为4截面的空气涡相对半径,可由流量系数计算公式求得。

通过理论分析,增加喷雾锥角的措施有:减小旋流角度 β 、增大喷口直径 D_n 、减小喷口长度 L_n 、减小旋流室长度 L_s 、增大旋流室收敛角度 δ 、减小槽深(旋流槽为方

表2 各调试措施原理及优缺点

调试措施	原理	优缺点
减小旋流角度	增大了喷嘴几何特性数,增大了燃油在喷口出口处径向上的动量,径向分速度增大,喷雾锥角增大	操作方便,角度调整范围有限
增大喷口直径	增大了喷嘴几何特性数,喷雾锥角增大	操作方便,但对喷嘴流量影响较大,会增大流量
减小喷口长度	减小了燃油在喷口的流动损失,导致燃油旋转速度增大,径向分速度增大,从而喷雾锥角增大	操作方便,但可调整范围有限,对流量影响不大
减小旋流室长度	减小了燃油在喷口的流动损失,导致燃油旋转速度增大,径向分速度增大,从而喷雾锥角增大	操作复杂,需要更改相关尺寸
增大旋流室收敛度	减小了燃油在喷口的流动损失,导致燃油旋转速度增大,径向分速度增大,从而喷雾锥角增大	操作方便,但角度调整范围有限
减小槽深	减小了旋流槽进油面积,增大了喷嘴几何特性数,喷雾锥角增大	操作方便,但对喷嘴流量影响较大,会减小流量

槽时槽的深度),其影响原理及优缺点见表2。

综合考虑每种调试措施的优缺点,根据操作的方便性优先采取了减小旋流槽角度、减小喷口长度、增大喷口直径、减小旋流室长度、减小槽深的措施进行试验。另外为了更好地扩张喷雾锥角,从研磨工艺上采用一种复合研磨方法,即先用 120° 研磨棒研磨喷口出口处,形成一细小倒角,再用 90° 研磨棒进行研磨,从而形成一复杂型面,如图5所示。该型面为燃油流束提供了导流作用,有利于喷雾锥角的张开。

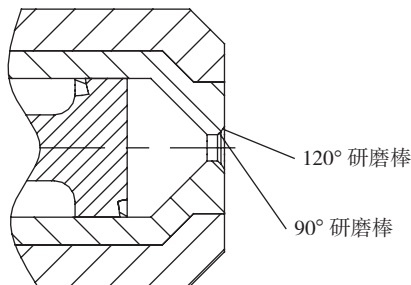


图5 喷口研磨示意图
Fig.5 Sketch map of rubbing the spout

分别按照上述措施制定了6种调试方案,编号如下:

- 方案 a: 将旋流角度由 45° 调整为 30°;
- 方案 b: 将喷口长度由 0.5mm 调整为 0.4mm;
- 方案 c: 将喷口直径由 0.78mm 增加至 0.8mm;
- 方案 d: 将旋流室长度由 0.7mm 减小至 0.3mm;
- 方案 e: 将旋流槽深度由 0.45mm 减小至 0.4mm;
- 方案 f: 复合研磨,先用 120° 研磨棒研磨 0.05mm,再用 90° 研磨棒研磨 0.05mm。

3 调试试验情况

3.1 试验设备及方法

燃油喷嘴喷雾锥角试验在国产燃油喷嘴标准试验器上进行,喷嘴供油压力采用 0.35 级压力表测量,喷雾

锥角采用 HB 7667-2000《航空发动机燃油喷嘴性能试验》中规定的机械式探针法^[13]进行测量,在距离喷嘴端面 10mm 处通过机械探针与喷雾包线的交点处的位置坐标进行换算,如图6所示。试验用燃油采用 RP-3 航空煤油,燃油温度保持在 $24 \pm 2^\circ\text{C}$ 范围内。

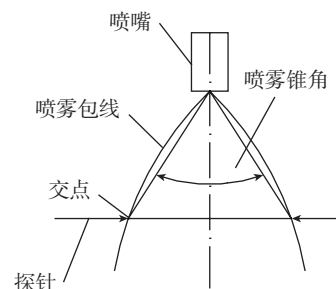


图6 喷雾锥角测量方法示意图
Fig.6 Sketch map of measuring method for spray angle

3.2 试验结果及分析

对每种方案各试验了 1~2 件喷嘴,对比调整前后的喷雾锥角,分别见图 7~12。图中喷雾锥角数值为所有喷嘴试验数据的平均值。

从图 7~12 中可以看出,方案 a 虽然对于角度有一定的影响,但影响不大,尤其在大压力状态下影响很小;方案 b 虽然在一定程度能够增加雾化锥角角度,但是在大气状态下变化量较小,无法满足设计要求,主要原因是

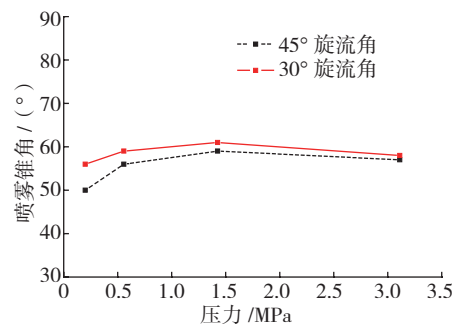


图7 喷雾锥角随旋流角的变化规律
Fig.7 Spray angle change regularity with swirl angle

喷口长度为 0.5mm, 已经很小, 没有多少切削量; 方案 c 能够增加雾化锥角, 但在大状态下效果不明显, 且喷口直径增大会导致流量增加, 因此直径不能增加太多, 直

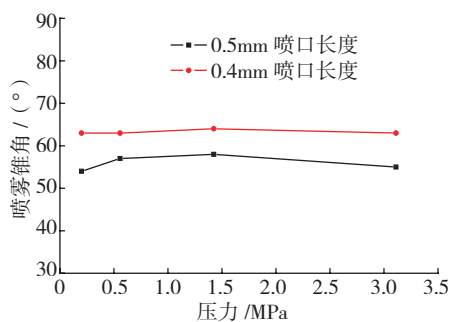


图8 喷雾锥角随喷口长度的变化规律

Fig.8 Spray angle change regularity with spout length

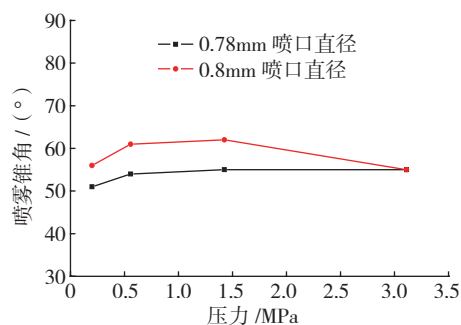


图9 喷雾锥角随喷口直径的变化规律

Fig.9 Spray angle change regularity with spout diameter

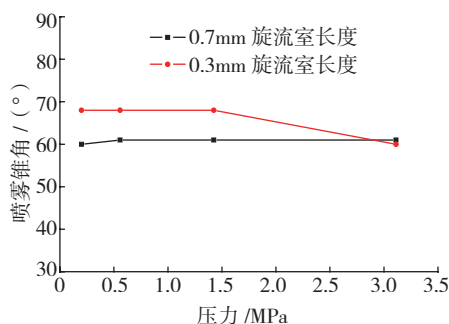


图10 喷雾锥角随旋流室长度的变化规律

Fig.10 Spray angle change regularity with swirl chamber length

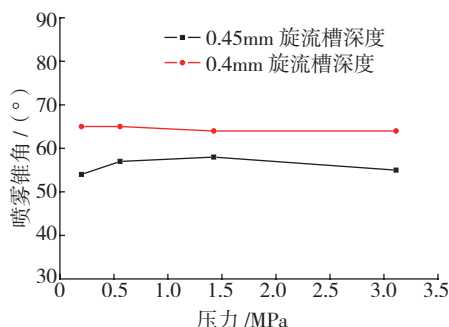


图11 喷雾锥角随旋流槽深的变化规律

Fig.11 Spray angle change regularity with swirl tank depth

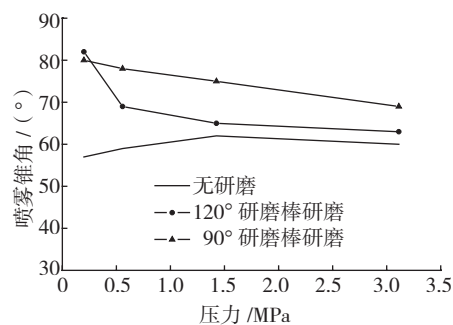


图12 两次研磨后喷雾锥角的变化

Fig.12 Changes of the spray angle after rubbing twice

径微小的变化量不能较大程度增加角度, 因此仍然不能满足设计要求; 方案 d 角度有所增加, 但在大状态下雾化锥角几乎无变化; 方案 e 能够一定程度增加喷雾锥角, 平均增加 10° 左右, 但仍然不能满足设计要求, 且旋流槽的减小会导致流量减小; 方案 f 经过第一轮研磨, 小压力下喷雾角度增加较多, 大压力下喷雾锥角增加较小, 经过第 2 轮研磨后, 大压力下喷雾锥角有所增加, 已经接近设计要求, 但还是没有达标, 且该方法会导致流量有所增加。

通过上述分析, 方案 f 增加角度的潜力最大, 但会引起流量变大, 而方案 e 也能够一定程度增加角度, 且会引起流量变小, 若将二者结合起来应用, 流量的变化就会相互抵消, 在保证喷嘴流量不变的同时, 能够更大程度地增加角度。最终采取方案 e、f 两种调试措施, 将旋流槽深度由 0.45mm 减小至 0.4mm, 并用 120° 研磨棒研磨喷口 0.05mm 深度, 再用 90° 研磨棒研磨 0.05mm 深度, 采用该办法调试了 6 件喷嘴, 流量、喷雾锥角均满足了设计要求。喷雾锥角的最终调试试验结果见图 13。

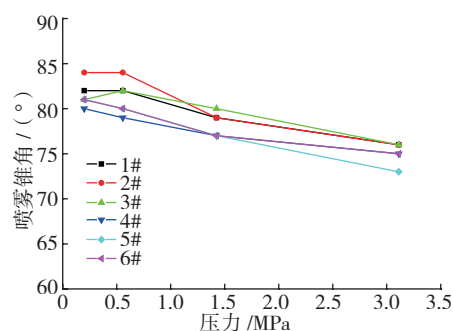


图13 喷雾锥角最终调试试验结果

Fig.13 Final test results of the spray angle

离心喷嘴的喷雾锥角小, 表明燃油在旋流室的旋转强度仍然不够, 必须增大燃油在径向上的动量。调试过程中采取的多项改进措施效果均不明显, 主要是由于喷嘴结构设计时各特性尺寸已经调整到合适的数值, 继续调整的空间已经不大, 因此单纯的改进某项特性尺寸对角度的影响很有限。单纯采取研磨喷口的方法, 轻度研

磨基本不能改善角度,若继续研磨,将导致研磨量过大,雾锥就会散开,不能形成圆润雾锥,因此在研磨喷口时需要控制研磨量。最终采用了双角度复合研磨的研磨工艺,结合减小旋流槽深的措施,达到了设计要求的喷雾锥角,但在研磨时仍然需要控制研磨深度,研磨量过大同样会影响雾化质量。本文试验证明,保持两轮研磨深度均在 0.05mm 左右是合适的。

4 结论

通过某型发动机燃油喷嘴喷雾锥角调试试验,可以得出如下结论:

(1) 减小旋流槽角度、减小喷口长度、增大喷口直径、减小旋流室长度、减小槽深均能在一定程度上增大离心式喷嘴喷雾锥角;

(2) 某型航空发动机燃油喷嘴采用双角度复合研磨的研磨工艺,结合减小旋流槽深的措施,较大程度地增大了喷雾锥角,达到了设计要求;

(3) 喷嘴调试中采取多项措施相结合的工艺方法,能够更加有效地解决实际问题。

参考文献

[1] 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.

GAN Xiaohua. Aero gas turbine fuel nozzle technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.

[2] 王政. 关于燃气轮机燃油喷嘴的检修及试验[J]. 燃气轮机技术, 2001, 14(3): 48-51.

WANG Zheng. On the repair and test for fuel oil nozzle of GT[J]. Gas Turbine Technology, 2001, 14(3): 48-51.

[3] 黄袖清, 陈艳芳, 郑学著, 等. 某型发动机燃油喷嘴流量调试技术研究[J]. 中国高新技术企业, 2012(30): 27-29.

HUANG Xiuqing, CHEN Yanfang, ZHENG Xuezu, et al. Study on an aero-engine fuel nozzle flow commissioning[J]. China High Technology Enterprises, 2012(30): 27-29.

[4] 党龙飞, 颜应文, 徐榕, 等. 双油路离心喷嘴油雾特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 453-460.

DANG Longfei, YAN Yingwen, XU Rong, et al. Experimental study on fuel spray characteristics of pressure-swirl atomizer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(4): 453-460.

[5] 刘存喜, 邢双喜, 房爱兵, 等. 双油路离心喷嘴雾化特性试验[J]. 热能动力工程, 2013, 28(1): 33-37.

LIU Cunxi, XING Shuangxi, FANG Aibing, et al. Experimental of the atomization characteristics of a dual-oil-line centrifugal nozzle[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2013, 28(1): 33-37.

[6] 陈俊, 吉洪湖, 张宝诚, 等. 双路离心喷嘴雾化特性的试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 774-779.

CHEN Jun, JI Honghu, ZHANG Baocheng, et al. Experimental investigation of the atomization characteristics of a dual-line centrifugal nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 774-779.

[7] 杜京义, 刘宇程, 李松松, 等. 电流串联双调压喷嘴试验台测控系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(3): 1030-1033.

JU Jingyi, LIU Yucheng, LI Songsong, et al. Design of measurement and control system of nozzle test bench using current series circuit and dual mode regulator[J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(3): 1030-1033.

[8] 韩雪岭, 李成贵. 基于机器视觉的发动机喷嘴检测系统的设计[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(6): 1455-1457.

HAN Xueling, LI Chenggui. Design of measuring system of engine nozzle based on machine vision[J]. Computer Measurement & Control, 2012, 20(6): 1455-1457.

[9] 陈俊, 张宝诚, 马洪安, 等. 某型航空发动机燃油喷嘴的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(3): 40-43.

CHEN Jun, ZHANG Baocheng, MA Hongan, et al. Experiment study of an aero-engine fuel nozzle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(3): 40-43.

[10] 伍权, 徐卫平, 白文斌. 燃油喷嘴制造技术的改进[J]. 机电技术, 2008(1): 47-49.

WU Quan, XU Weiping, BAI Wenbin. Improvement of fuel nozzle manufacturing technology[J]. Mechanical & Electrical Technology, 2008(1): 47-49.

[11] 黄晓宇. 离心式喷嘴制造误差对其雾化的影响研究[J]. 流体传动与控制, 2014(5): 28-31.

HUANG Xiaoyu. Study of the swirl nozzle spray characteristic influence by manufacturing error[J]. Fluid Power Transmission & Control, 2014(5): 28-31.

[12] 刘凯, 张宝诚, 宋文超, 等. 加工工艺对航空发动机燃油喷嘴性能的影响研究[J]. 航空发动机, 2008(1): 47-49.

LIU Kai, ZHANG Baocheng, SONG Wenchao, et al. Study on the influence of process technology on the performance of fuel spray nozzle of aero engine[J]. Aeroengine, 2008(1): 47-49.

[13] 熊成红, 邱丹. 双油路离心喷嘴流量与喷雾锥角相关性研究[C]//中国航空学会. 探索创新交流(第二集)——第二届中国航空学会青年科技论坛文集. 北京: 航空工业出版社, 2006:229-234.

XIONG Chenghong, QIU Dan. Study on the relationship between flow rate and spray angle of the double oil swirl nozzle[C]// Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. The second Chinese Aviation Institute of Youth Science and Technology Forum. Beijing: Aviation Industry Press, 2006:229-234.

[14] 郑学著, 黄袖清, 陈艳芳, 等. 燃油喷嘴主要性能参数的影响因素及调试技术[J]. 航空制造技术, 2014(22): 155-157.

ZHENG Xuezu, HUANG Xiuqing, CHEN Yanfang, et al. Influencing factor and debugging technology of major performance parameter for fuel nozzle[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(22):155-157.

[15] 王之任. 离心式喷嘴工况理论分析[J]. 推进技术, 1996, 17(5): 1-8.

WANG Zhiren. Theoretical analysis for operating condition of centrifugal injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(5):1-8.

[16] 范作民. 离心式喷嘴的工作过程与计算[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1975.

FAN Zuomin. Working process and calculation of the swirl nozzle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1975.

[17] 航空发动机燃油喷嘴性能试验. HB 7667-2000[S]. 国防科学技术工业委员会, 2000.

Performance test of aero engine fuel nozzle.HB 7667-2000[S]. Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2000.

(责编 海山)