

某重型燃气轮机喷嘴组流量特性试验研究

刘 凯, 张宝诚, 马洪安

(沈阳航空工业学院 动力与能源工程学院, 辽宁 沈阳 110034)

摘 要: 概述了在研的某重型燃气轮机喷嘴组油路的流量特性试验研究结果。通过构件及喷嘴组试验, 确定了喷嘴组各流道尺寸, 获得了喷嘴组 I、II 路共同供油时流量相互干扰的定量关系, 获得了由于焊接等因素导致流量减小的定量关系。以试验数据为依据的喷嘴组通过了单管燃烧试验, 各项指标均达设计标准。证明了该试验设备及试验方法的实用性、可行性和可靠性, 试验数据为该喷嘴组的设计改型提供了可靠的依据。

关 键 词: 重型燃气轮机; 喷嘴组; 流量特性; 试验

中图分类号: TK474

文献标识码: A

引 言

重型燃气轮机是一种高效、清洁动力装置, 它广泛应用于发电、独立能源系统、机械驱动和船舶工程领域。作为发电设备, 它具有效率高、污染小的优点。某重型燃气轮机是国家科技部 863 重大专项研究课题, 是我国第一台自主知识产权的 E 级重型燃气轮机, 填补我国该领域的空白。该气轮燃机设计功率 110 MW, 尖峰负荷 125 MW, 可燃用天然气或柴油两种燃料。总空气流量为 356 kg/s, 燃烧室出口温度为 1 210 °C, 设计工况下天然气流量为 33 600 m³/h, 柴油流量为 27 000 kg/h。其燃烧室为环管型, 共装用 20 个火焰筒。每个火焰筒装有一个燃料喷嘴组。

燃料喷嘴组是重型燃气轮机燃烧室的关键部件, 其流量特性对整台燃气轮机正常运转至关重要。准确的流量及分布不仅是设计功率保证, 而且对燃烧完全度、效率、出口温度场和排放污染等均有重大影响。燃气轮机研制中, 提高喷嘴的设计水平是其关键技术之一^[1~4]。

1 喷嘴组说明

某重型燃气轮机最初设计为双燃料喷嘴, 即一

套喷嘴可同时燃用柴油和天然气两种燃料。在第一台套加工试验完成后, 发现双燃料喷嘴组结构过于复杂, 给加工、试验以至今后的运行维修带来许多问题, 经充分论证改为油气喷嘴分开, 接口相同, 通过更换喷嘴适应不同燃料。图 1 示出某重型燃气轮机燃烧室装用的柴油燃料喷嘴组。

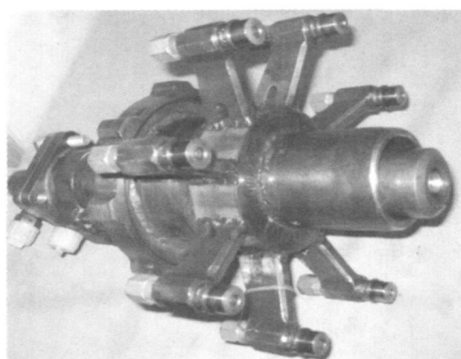


图 1 燃料喷嘴组

流道由中心喷嘴和外圈周向分布的 8 个喷嘴组成, 外圈 8 个喷嘴分上下各 4 路, 每 4 路(4 个喷嘴)有一个进油口, 每个喷嘴由 I、II 两路组成, 是整套喷嘴中最关键也是要求最高的两路。本文主要论述燃烧柴油时喷嘴组流量特性的试验研究结果。

2 试验设备

试验在沈阳航空工业学院燃油雾化激光测试分析试验室完成。试验系统主要包括三维可调喷嘴试验台、测试系统、供油系统、控制系统和数采系统等。系统结构如图 2 所示。测量系统以美国 TSI 公司最新相位多普勒粒子分析仪/激光多普勒测速仪(PDPA/LDV)为核心, 配以各类压力、流量和温度等传感器及二次仪表, 可以完成喷嘴各项技术指标的测量。

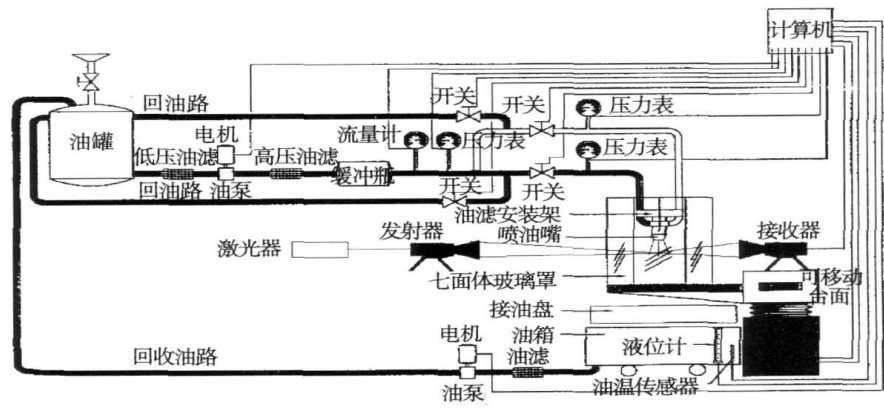


图 2 喷嘴雾化激光测试系统框图

3 试验及结果分析

该喷嘴组加工工艺流程为喷嘴体与各流道喷嘴分别加工,再组焊至喷嘴体为组合喷嘴。由于该喷嘴组初次设计且结构复杂,不可控因素较多,因此采用喷嘴构件进行工艺试验的方法以降低成本。同时加工中采用尺寸上限,给试验调整留出余量。构件试验合格后在焊接至喷嘴体进行最终试验。外圈 8 个喷嘴中每个喷嘴 I、II 路共有 3 种工作状态,以适应不同的功率负荷。分别为: I 路单独供油; I、II 路共同供油; I 路供油、II 路供气。其中 I 路单独供油对应机组在较低负荷下运行, I、II 路共同供油对应机组在高负荷下运行,而 I 路供油、II 路供气则是一种较理想的运行状态, II 路所供天然气既参与燃烧又能提高 I 路供油的雾化质量,此时喷嘴由压力雾化喷嘴转为气动组合喷嘴,最终提高燃烧质量。

设计流量是保证设备足够功率输出的前提,而流量周向均匀度则保证燃烧区及出口温度场的合理分布,温度场的合理分布对涡轮做功、安全运行及燃气轮机污染物排放量都有重要影响。

表 1 喷嘴组设计参数

流道	压力/MPa	流量/kg·h ⁻¹	不均匀/ %
I	1	300.2~318.7	各喷嘴流量 偏差≤4%
I + II	1	600.4~637.4	
I _油 + II _气	0.5	212.2~225.3	
	0.4	35~35.5	

设计条件下技术指标如表 1 所示(8 个喷嘴流量之和)。

3.1 构件流量试验

将喷口安装于工艺壳体进行构件试验。初次构件试验发现,设计尺寸下 I、II 路单独供油流量均较设计流量小。决定采用专用锥形磨头现场研磨喷口,加宽流道槽宽度,边试验边调整,最终使喷嘴单路流量满足设计要求。但试验中又发现, I、II 路共同供油时,由于流道之间的干扰,致使 I、II 路流量均有所减少,由试验得出减小规律约 5%,大大超出设计预想值。这样再次调整喷口尺寸,按单路流量超出设计值 5% 的尺寸加工,即均接近流量上限,再经过现场微调达到设计要求,试验连接如图 3 所示。

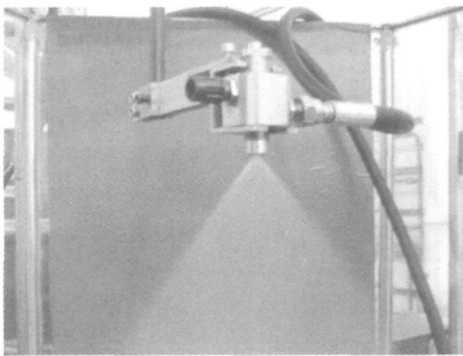


图 3 构件试验连接图

第一台套 8 个喷嘴调整后试验结果如表 2 所示(8 个喷嘴流量之和)。

由试验数据可知, I 路单独供油时,流量经过调整符合设计要求,喷嘴间流量偏差 $\frac{40.12-39.36}{39.36} = 1.94\%$; I、II 路共同供油时,喷嘴间流量偏差 $\frac{77.28-74.64}{74.64} = 3.53\%$; I 路供油、II 路供气时,油路流量符合或略低于设计值,气路流量满足要求,喷嘴间油流量偏差 $\frac{26.86-25.2}{25.2} = 3.81\%$ 。

表 2 第 I 路流量试验结果

喷嘴号	流量/ $\text{kg}\cdot\text{h}^{-1}$				
	I	I + II		I 油 + II 气	
		I	II	I 油	II 气
1	39.36	37.20	37.44	25.2	4.42
2	40.08	38.40	38.88	25.92	4.37
3	39.36	37.44	37.68	26.16	4.38
4	39.84	38.16	38.16	25.44	4.32
5	39.92	38.32	38.0	25.60	4.41
6	39.55	37.82	37.85	25.44	4.37
7	40.12	38.42	38.22	26.10	4.35
8	39.81	38.21	38.76	25.33	4.38

表 3 流量试验结果(I 路单独供油)

喷嘴号	构件流量 / $\text{kg}\cdot\text{h}^{-1}$	喷嘴组流量 / $\text{kg}\cdot\text{h}^{-1}$	减小量 /%
1	39.36	36.60	7.0
2	40.08	37.43	6.6
3	39.36	36.53	7.2
4	39.84	37.01	7.1
5	39.92	37.05	7.2
6	39.55	36.82	6.9
7	40.12	37.39	6.8
8	39.81	36.90	7.3

3.2 喷嘴组流量试验

将合格构件焊接至喷嘴体进行喷嘴组试验。这里根据构件试验结果,按流量分组焊接至喷嘴体,最大限度保证喷嘴组流量的均匀性。由于每 4 个喷嘴一个进油口,仪表只能测定总流量,因此采用喷口外收集,体积测量法获得单喷嘴流量并计算不均匀度。试验连接如图 4 所示。

试验中发现,流量对尺寸变化非常敏感,加工公差就会对流量产生较大影响。另外,组装过程中需采用限力扳手,避免安装紧度对流量的影响;喷嘴加工中残留的断屑对流量影响也很大。由于该喷嘴结构复杂,多道工序完成,流道较长,加工过程中微小断屑残留几率大。另外,喷嘴内部小尺寸锐边较多,易产生断屑,工件冲洗尤为重要。这里先后采用了 4 种方式:先用压缩空气吹,再用超声波振动清洗,又在煤油内反抽,最后用汽油加压冲洗,成功解决了微小断屑残留问题^[3]。

3.3 雾化粒度试验

为了在燃烧室组织有效地燃烧,提高燃烧速度和效率以保证足够功率输出,必须把燃油雾化成细小的油滴。同种燃料,油滴寿命与油滴直径的平方成正比。直径 100 μm 的煤油滴需 0.01 s 烧完,而直径 50 μm 的煤油滴仅需 0.002 5 s 烧完。油滴直径过大还会直接造成点火困难,工况调整过程中意外熄火等现象。另外,过大的油滴能穿透燃气直接到达火焰筒壁面,造成局部积炭、壁温过高,甚至烧毁壁面,影响整台燃气轮机的安全运行。目前认为保证有效燃烧油滴直径应小于 100 μm ,高性能燃气轮机要求粒度小于 50 μm ^[4~9]。本文采用美国 TSI 公司 LDV/PDPA 系统,在喷嘴综合试验台对喷嘴组进行了雾化粒度试验,试验连接如图 5 所示。试验结果如表 4 所示。

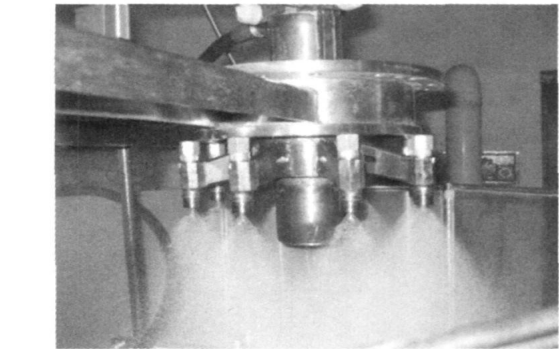


图 4 喷嘴组试验连接

由表 4 可以看出,该重型燃气轮机喷嘴雾化质量很好。I 路单独供油索特平均直径 $\text{SMD}=20.05\ \mu\text{m}$, I、II 路共同供油 $\text{SMD}=24.17\ \mu\text{m}$, 共同供油时 SMD 略有增加,主要是 I、II 路油滴碰撞后再次聚集。而 I 路供油、II 路供气,由于有 II 路的气动作用,索特直径最小, $\text{SMD}=17.05\ \mu\text{m}$ 。同时每种工况均有少部分大粒子存在,这对于保证合理燃烧射流

I 路单独供油时流量试验数据如表 3 所示。
由以上数据发现,合格构件焊接至喷嘴体后流量均有所减少。这是由于焊接后流道进口位置发生改变以及焊接造成的流阻变化,进而引起流量变化。由多次试验统计得出平均减小 7% 左右。这样再一次调整喷口尺寸,使流量满足设计要求,由此综合构件试验结果,其它台套喷嘴构件设计生产时应在原设计尺寸上按流量放大 12% 左右进行。这一规律的得出,有力地指导了喷嘴的设计生产,大大减少了生产、试验工作量。

长度是必要的^[3]。

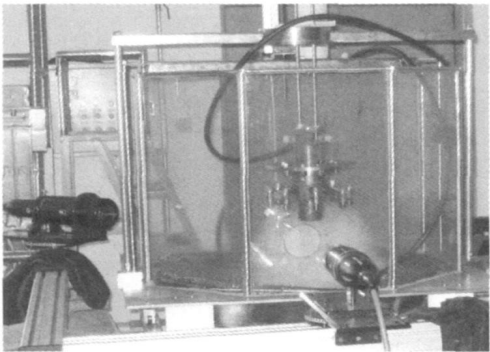


图 5 雾化粒度试验连接

表 4 雾化粒度结果

流道	雾化粒度 SMD/ μm
I	20.05
I + II	24.17
I 油 + II 气	17.05

4 单管燃烧试验

共两个喷嘴组进行了单管烧柴油燃烧试验, 进行了标准状态下功率为 0.3、0.5、0.7、1.0 和 1.09 设计工况的燃烧试验, 试验连接如图 6 所示。

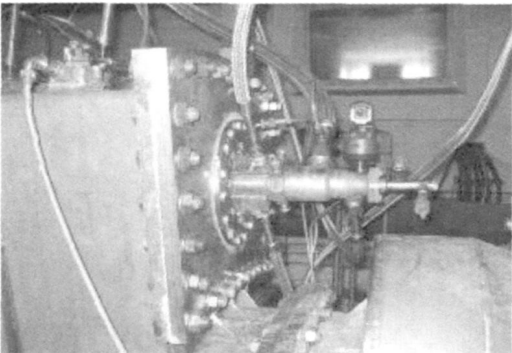


图 6 燃烧试验连接

其达到的指标概括为:

- (1) 燃烧效率均达到 99% 以上;
- (2) 在功率 $N=1.0$ 下, 周向温度分布系数

$OTDF \leq 0.25$; 径向温度分布系数 $RTDF \leq 0.11$, 最高温度截面位置在沿叶片相对高度 0.76 截面处;

- (3) 在功率 $N=1.0$ 下, 火焰筒壁温均小于 $800\text{ }^{\circ}\text{C}$, $N=1.09$ 超负荷下, 最高壁温为 $850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右;
- (4) 在 $N=1.0$ 下, 测出的 NO_x 为 $225 \sim 226\text{ mg/m}^3$ 。

上述结果表明, 喷嘴组能在各工况下较准确供给燃料使燃烧室达到设计状态。出口温度场分布合理, 未出现火焰筒局部过热现象^[4]。

5 结 论

综上所述, 可得如下结论:

- (1) 通过调试, 该喷嘴组流量特性及雾化特性满足设计要求;
- (2) 该喷嘴组第 I、第 II 路共同工作时, 流道相互干扰, 流量分别较单独工作减小约 5%;
- (3) 由构件组焊为喷嘴体时, 由于焊接等因素造成喷嘴组流量减小约 7%;
- (4) 单管燃烧试验结果表明, 文中所述试验方法可行, 数据准确、可靠;
- (5) 该重型燃气轮机喷嘴组流量对尺寸非常敏感, 加工中应严格保证公差。其中, 焊接质量、冲洗工艺均对喷嘴性能产生较大影响。

参考文献:

[1] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005

[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] 燃油喷嘴性能试验标准编制组. 燃油喷嘴性能试验标准编制的几个问题[R]. 中国航空学会动力专业分会燃烧与传质, 2000: 219—221.

[4] AHMAD R, GANJL Spray modulation with potential application in gas turbine combustors[R]. AIAA96—2625

[5] HAN Z, PARRISH S, FARRELL P V, et al. Modeling atomization processes of pressure—Swirl—Hollow—Cone fuel spray[J]. Atomization and Sprays, 1997, 7: 663—684.

[6] 龚建政, 李 伟. 乌克兰 UGT2500 燃气轮机试验运行经验及技术改进措施[J]. 热能动力工程, 2006, 21(6): 44—48

(编辑 滨)

Angle of Blades on the Blade Tip Leakage Flow Field of a Low-pressure Axial Flow Fan[刊, 汉] / LI Yang (College of Electromechanical Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao, China, Post Code: 266061), LU Ji-fu (College of Chemical Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou, China, Post Code: 450001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(3). — 286 ~ 290

An experimental and numerical study was performed of a low-pressure axial flow fan installed with blades of four different circumferential forward skew angles (1.27, 6.1, 8.3 and 12 degrees). By utilizing Reynolds Number averaged Navier-Stokes (N-S) equation group and a turbulent flow model of Spalart-Allmaras (S-A) No. 1 equation, a numerical calculation was conducted of the three-dimensional viscous flow field of the impeller at steady operation points. Under the precondition of the numerical calculation results being identical with the measured ones, analyzed was the axial distribution of blade surface pressures at the blade tip. The calculation results show that with an increase of the circumferential forward skew angle of the blades, the initial location of the blade tip leakage vortex will gradually shift toward the blade trailing edge. By employing a particle image velocimetry (PIV) system, the blade tip leakage flow field of the impeller was tested and measured, explicitly showing the evolution of the blade tip leakage vortex. It has been found that with an increase of the circumferential forward skew angle of the blades, the stability of the blade tip leakage vortex will “first become greater and then weaker”, the axial displacement of the vortex in question will “first decrease and then increase” while its circumferential displacement will “first increase and then decrease”. **Key words:** axial flow fan, circumferential forward-skewed blade, blade tip leakage flow, particle image velocimetry (PIV)

压缩机旋转失速发展传播的计算分析 = Calculation and Analysis of the Rotating Stall Development and Dissemination in a Compressor[刊, 汉] / JI Chun-jun, WANG Yang (College of Energy Source and Power, Dalian University of Science and Technology, Dalian, China, Post Code: 116023), JI Wen-hui (CSIC Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(3). — 291 ~ 295

In the light of a blade fracture problem occurring to the first impeller of a compressor during its operation, set up was an inner flow field numerical-analytic platform based on a centrifugal compressor with an entire and true three-dimensional geometrical structure by using CFD (Computational Fluid Dynamics) software Numeca. A calculation was performed by choosing practical operating conditions. It has been found that a definite problem existing in the design of the air inlet chamber and guide vanes leads to a distortion of the flow field before the first-stage impeller, triggering a stall of the impeller in the compressor. Through an unsteady flow calculation, the development and dissemination process of the rotating stall was dynamically simulated and a relatively true pressure fluctuation caused by the rotating stall, obtained. As a result, a breakthrough for the study of blade fracture problems of the compressor unit was attained, offering sufficient data and information for further investigation and analysis. **Key words:** unsteady flow, rotating stall, numerical simulation

某重型燃气轮机喷嘴组流量特性试验研究 = Experimental Study of the Nozzle Group Flow Characteristics of a Heavy-duty Gas Turbine[刊, 汉] / LIU Kai, ZHANG Bao-cheng, MA Hong-an (School of Power and Energy Engineering, Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang, China, Post Code: 110034) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(3). — 296 ~ 299

Briefly described were the results of an experimental study on the nozzle group oil-circuit flow characteristics of a heavy-duty gas turbine (National 863 Program Major and Special Item). Through tests performed on the components and nozzle groups, the dimensions of various flow circuits of the nozzle groups were determined. A quantitative relationship of flows in mutual interference in case of the first and second circuit of the spray nozzle groups jointly supplying oil was obtained. Moreover, a quantitative relationship of the decrease in flow rate caused by such factors as welding, etc. was also acquired. The spray nozzle groups designed based on the test data have passed the single-tube combustion test with various indexes satisfying the design standard. It has been proven that the test facilities and methods are practical, feasible and reliable. The test data can well provide a reliable basis for the retrofitted design of the nozzle groups. **Key words:** heavy-duty gas turbine, nozzle group, flow characteristics, test