

文章编号: 1000-8055(2010)01-0023-05

某重型燃气轮机燃烧室出口温度场试验

刘 凯¹, 张宝诚¹, 蔡九菊², 马洪安¹

(1. 沈阳航空工业学院 动力与能源工程学院, 沈阳 110136;

2. 东北大学 材料与冶金学院, 沈阳 110003)

摘 要: 应用高压试验台完成了某重型燃气轮机(E级)燃用天然气燃烧室出口温度场试验与调试. 试验结果表明:设计工况燃烧室出口周向温度分布系数为 0.2538, 径向温度分布系数为 0.1312, 均未达到设计指标. 通过调整火焰筒掺混孔尺寸及布局, 增加射流深度及掺混强度, 使周向温度分布系数降为 0.2164, 径向温度分布系数降为 0.0897, 接近设计指标, 达到首台试车要求. 试验成果对相关燃烧室的试验调试工作具有重要的指导和参考意义.

关 键 词: 重型燃气轮机; 燃烧室; 掺混孔; 出口温度场; 试验

中图分类号: TK474

文献标识码: A

Experimental study on outlet temperature field for combustor of heavy-duty gas turbine

LIU Kai¹, ZHANG Bao-cheng¹, CAI Jiur-ju², MA Hong-an¹

(1. School of Aero Dynamics and Energy Engineering,

Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang 110136, China;

2. School of Materials and Metallurgy, Northeastern University, Shenyang 110003, China)

Abstract: Experimental study on combustor temperature field of heavy-duty gas turbine (E) was finished on high-pressure test system. Experimental results indicate that: circular temperature distribution coefficient of combustor is 0.2538, and radial temperature distribution coefficient is 0.1312, all of which do not meet the design requirements. Through adjustment of mix-holes size and layout of chamber, and increase of the penetration depth and intensity of mixing, the circular temperature distribution coefficient decreased to 0.2164, radial temperature distribution coefficient decreased to 0.0897, approaching the design target. The results have important significance for the experiment of similar combustors.

Key words: heavy-duty gas turbine; combustor; mix-hole; outlet temperature field; experiment

燃烧室出口温度场直接关系到涡轮第一级导向叶片及转子寿命,是燃烧室关键的性能指标之一. 影响燃烧室出口温度场因素很多:燃烧室气动设计、燃料雾化特性、喷射均匀性、火焰筒流量分配及加工误差等^[1-2]. 美国 IHPTET(综合高性能涡轮发动机技术)计划预计 15 年内燃烧室出口温

度分布系数降低 60%, 并从两个方面实现:一是燃烧室出口温度分布主动控制技术;二是从燃料喷射/火焰稳定综合考虑,从根本上消除温度场的不均匀性^[3-5]. 无论哪种方法,最终都要由试验调试来实现和验证. 燃烧室温度场调试过程中,各项性能联动,相互影响,是整个燃烧室试验中最复杂

收稿日期:2008-12-14; 修订日期:2009-04-29

基金项目:国家 863 项目(2002AA503010)

作者简介:刘凯(1971-),男,辽宁沈阳人,讲师,博士,研究方向:航空发动机、地面燃机燃油雾化、燃烧.

也是耗时最多的工作,调试方法通常有调整燃油喷嘴的位置、更换燃油喷嘴、燃油喷嘴和火焰筒头部进气装置流量匹配、调整火焰筒掺混孔的大小和数目、燃烧室重新设计等方法^[5]。

本文针对我国自主研制的某重型燃气轮机,采用调整火焰筒掺混孔尺寸及位置的方法,讨论了该燃机燃用天然气时燃烧室出口温度场的试验调试过程,得到了满足设计要求的温度场,探索了火焰筒掺混孔对温度场的影响规律。该燃机燃烧室为逆流环管型,采用干式低 NO_x (DLN) 燃烧技术,周向 20 个火焰筒。

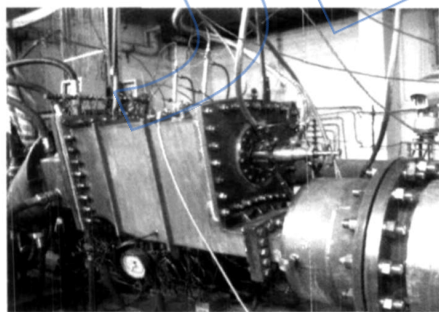
1 试验系统及试验件

1.1 试验系统

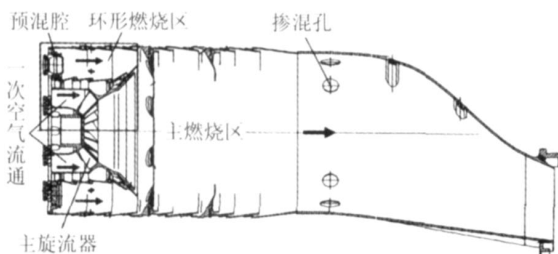
试验台由空气系统、燃料系统、冷却水系统、测控系统、加温系统等组成。其中最关键的测控系统可实现实时测量温度点数不小于 100 点,压力点数不小于 80 点,可实现燃烧室燃烧效率、出口温度场、火焰筒壁温、排气污染等各项性能指标试验,是国内功能较完善的燃气轮机实验装置。

1.2 试验件

试验为单管燃烧试验,即装配一个火焰筒,一套燃料喷嘴组,截取全尺寸环形燃烧室 1/20 组成 18 扇形试验段,并加工前后转接段。试验件连接及所装火焰筒示于图 1。



(a) 燃烧室扇形试验段



(b) 火焰筒

图 1 试验件

Fig 1 Experimental parts

2 试验及结果分析

燃烧室全尺寸试验是一项复杂的工作,周期长,耗费大。本试验采用节流模化,在保证进口马赫数不变(燃烧强度不变)的前提下,将进气压力由 1.48 MPa 降为 0.545 MPa,相应空气流量由 15.52 kg/s 降为 5.6~7.2 kg/s,以满足试验设备工作能力。试验用天然气由川西北石油公司提供,经配气站调压后由加温炉加热到试验温度再分四路供入燃烧室:一路供点火器,另三路分别供入燃料喷嘴组三条流路,每路均设置调压及流量测量装置。天然气流量由 V-cone 锥形流量计及涡街流量计测量,误差小于 1%;试验用空气由加温器加热至对应工况压气机出口温度后供入机匣,流量由孔板流量计测量,使用前由标准喷嘴标定,误差小于 2%。燃烧室出口按约 5 cm^2 布置一个温度测点要求,布置 10 支 11 点 B 型电偶。本文重点论述出口温度场试验及调试。燃烧室出口温度场品质指标主要由热点温度 $T_{4\max}$ 、平均温度 $T_{4\text{av}}$ 、周向温度分布系数 $\delta_{\text{tdf}} = \frac{T_{4\max} - T_{4\text{av}}}{T_{4\text{av}} - T_{3\text{av}}}$ 、径向温度分布系数 $\delta_{\text{rdf}} = \frac{(T_{4\text{jav}})_{\max} - T_{4\text{av}}}{T_{4\text{av}} - T_{3\text{av}}}$ 来衡量,式中 $T_{3\text{av}}$ 为进口平均温度, $(T_{4\text{jav}})_{\max}$ 为出口径向第 j 点平均温度最大值。该燃机温度场设计指标见表 1。

表 1 设计参数

Table 1 Design parameters

$T_{4\text{av}} / \text{K}$	$T_{4\max} / \text{K}$	δ_{tdf}	δ_{rdf}
1483	1628	≤ 0.20	≤ 0.07

2.1 火焰筒原型试验

该燃机设计两种运行模式:第一种为混合燃烧,即环形区扩散燃烧、主燃区预混燃烧;第二种模式为全预混燃烧,环形区在相对功率 0.4 时熄火后再继续供入燃料,此时环形区仅作为预混腔,燃烧均在主燃区完成。本文试验均针对混合燃烧模式,相对功率 1.0 工况展开。

首先完成了火焰筒原设计结构性能试验,图 2 给出了处理后相对功率 1.0 时对应的出口温度场,试验结果见表 2。

结果表明径向温度分布基本符合设计要求,但温度径向、周向分布系数均严重超标。由图 2 可以看出,超标的主要原因是燃烧室出口中间偏外环位置存在一个明显热区,致使热点温度偏高,温

度分布系数过大.

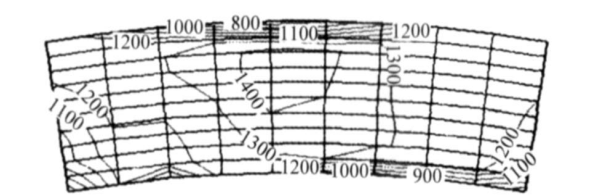


图 2 出口温度场 (单位:K)

Fig. 2 Temperature field of outlet (unit: K)

表 2 原型试验结果

Table 2 Experimental results of original model

T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{tdf}	δ_{rtdf}
1448.7	1644.5	0.2538	0.1312

2.2 调试试验

温度场调试是燃烧室调试中最复杂和费时的工 作,没有一个明确统一的方案可循,需要结合经 验及现场试验结果制定方案.根据原型实验结果 偏离设计较大且热点温度较高的情况,决定从掺 混孔直径及布局两个方面进行调试:先改变掺混 孔孔径,增加掺混气量,降低热点温度,再由试验 结果改变掺混孔位置,进一步降低温度系数.

2.2.1 掺混孔直径对温度场的影响

原型火焰筒掺混孔尺寸及分布见图 3.针对 原型试验燃烧室出口中间偏外环位置存热区的 现象,分析认为火焰筒上部掺混孔射流深度不 够,掺混不足,因此从调整上部掺混孔入手.将 外环两个 $\phi 32\text{ mm}$ 掺混孔扩至 $\phi 40\text{ mm}$,中间 $\phi 14\text{ mm}$ 掺混孔扩至 $\phi 16\text{ mm}$.

改进后试验结果见表 3,径向温度分布如图 4 所示.

由表 3 可知,平均温度、热点温度特别是周 向温度分布系数下降明显,并基本满足设计要 求,说明掺混得到了加强,周向温度分布对掺混 孔尺寸变化敏感.但径向温度分布系数变化不 大,且由图 4 发现,热点温度有向外环偏移趋 势,最高温度点位于腔道 75 %左右,这均与改进 预期相反.分析原因可能是火焰筒内气流旋度 较大,即出口外环气流已不是对应的火焰筒掺 混孔处外环气流,那么在外环掺混孔加大掺混 气量自然适得其反.

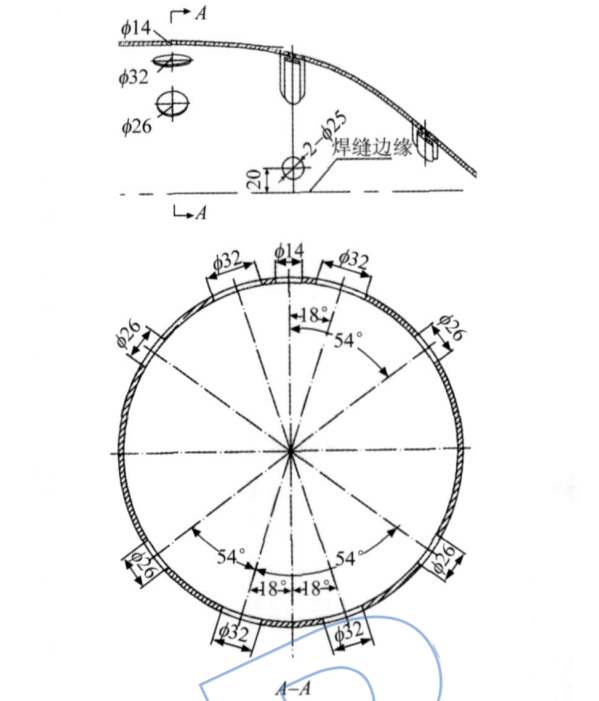


图 3 火焰筒开孔尺寸及位置

Fig. 3 Dimension and place of chamber holes

表 3 第一次改进试验结果

Table 3 Experimental results of 1st improvement

T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{tdf}	δ_{rtdf}
1424.2	1574.2	0.2008	0.1338

针对加大外环掺混力度并未将径向温度分布 曲线向下压的试验结果及相关分析,决定在保持 第一次调整后外环掺混力度的同时,加大内环掺 混力度,形成内外环对冲.具体改进为:将两个内 环(火焰筒下部)掺混孔由 $\phi 32\text{ mm}$ 扩至 $\phi 40\text{ mm}$, 将中间扩至 $\phi 16\text{ mm}$ 掺混孔改回 $\phi 14\text{ mm}$.试验结 果见表 4 及图 4.

表 4 第二次改进试验结果

Table 4 Experimental results of 2nd improvement

T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{tdf}	δ_{rtdf}
1451.4	1608.1	0.2024	0.1351

此次改进未对出口温度参数产生较大影响, 仅平均温度和热点温度有所提高,由于内外环对 冲射流,使热区面积有所减小,但两侧温度有所升 高,致使温度分布系数未见改善.第二次改进已将 火焰筒开孔面积增加量由第一次 3.98 %增加至

7.59%, 却未对温度场产生较大影响. 掺混气量正比于掺混孔尺寸, 因此调整掺混孔尺寸对平均温度及热点温度变化敏感, 但温度系数的改变则要复杂的多, 掺混气量、射流深度、射流位置均有重要影响. 再在原掺混孔基础上改变孔径, 可能使温度系数发生改变, 但难以对温度场产生实质性改变, 同时一味增大掺混孔尺寸, 会对火焰筒空气流量分配产生较大影响, 进而影响到燃烧效率、污染物排放及壁温等指标. 因此需要考虑对掺混孔做其他调整.

2.2.2 掺混孔位置对温度场的影响

针对前两次调试试验结果, 结合第二次改进后两侧温度升高的现象, 参考原型火焰筒结构, 认为 4 个 $\phi 32\text{ mm}$ 大孔仅分布在上下 36 弧段上, 过于集中, 形成冷空气带, 使燃气受阻塞排挤至两侧, 不利掺混. 因此决定在火焰筒两侧增加两个掺混孔, 同时堵死外环中间 $\phi 14\text{ mm}$ 孔以加大孔距. 具体方案为: 在火焰筒水平两侧各开一个 $\phi 20\text{ mm}$ 孔, 为保证火焰筒开孔面积稳定, 将外环中间已改为 $\phi 40\text{ mm}$ 的孔缩小为 $\phi 38\text{ mm}$, 内环两侧 $\phi 26\text{ mm}$ 孔缩小为 $\phi 20\text{ mm}$. 试验结果见表 5 及图 4.

表 5 第三次改进试验结果

Table 5 Experimental results of 3rd improvement			
T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{tdf}	δ_{tdf}
1445.9	1618.0	0.2236	0.1159

改进后 δ_{tdf} 有所恶化, 这也是意料之中的. 两侧开孔会破坏原本较好的周向温度分布. 试验表明 δ_{tdf} 对掺混孔位置非常敏感, 调整后改善明显, 决定进一步加大力度, 将新开孔由 $\phi 20\text{ mm}$ 加大到 $\phi 25\text{ mm}$, 同时为抑制周向不均匀度, 加大外环掺混力度, 将外环缩为 $\phi 38\text{ mm}$ 的孔增大到 $\phi 43\text{ mm}$, 内环 $\phi 32\text{ mm}$ 孔缩为 $\phi 20\text{ mm}$. 试验结果见表 6 及图 4.

表 6 第四次改进试验结果

Table 6 Experimental results of 4th improvement			
T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{tdf}	δ_{tdf}
1435.6	1599.9	0.2164	0.0897

试验结果显示, 此次调整非常有效, 温度分布系数接近设计值. 分析认为, 燃烧室出口温度分布

受火焰筒结构、掺混孔结构、燃烧方式及燃料喷射等多种因素影响, 再通过调整火焰筒对温度场的改善是有限的. 更完善的温度分布仍有很多其他设计试验工作要做^[6].

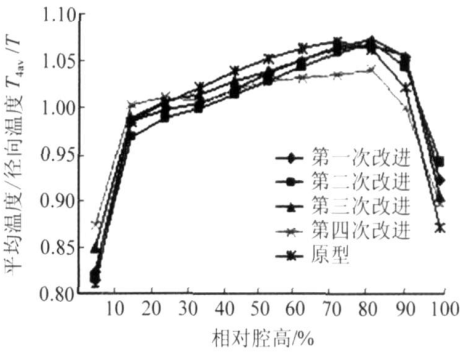


图 4 径向温度分布

Fig. 4 Radial temperature distribution

最终调整方案火焰筒开孔面积较原设计仅增大 2.84%, 对火焰筒流量分配影响较小, 试验表明: 各工况燃烧效率均在 99% 以上, 壁面最高温度小于 820°C (设计值 $< 860^{\circ}\text{C}$).

3 结 论

本文应用高压试验台对某重型燃机燃烧室出口温度场进行了全面的调试试验, 得到以下结论:

- 1) 原燃烧室设计工况出口温度场平均温度 1448.7 K , 热点温度 1644.5 K , $\delta_{tdf} = 0.2538$, $\delta_{tdf} = 0.1312$, 温度场品质未达设计要求;
- 2) 原型火焰筒掺混孔孔径及布局设计不够合理, 主掺混孔孔径过小, 掺混强度不够, 且设计过于集中, 形成冷气带不利掺混;
- 3) 通过对火焰筒掺混孔孔径调整, 可以对温度场品质进行数值上微调, 但难以产生实质性改变, 火焰筒掺混孔布局才是决定温度场品质的关键因素;
- 4) 试验表明周向温度分布系数 δ_{tdf} 对掺混孔孔径变化敏感, 而径向温度分布系数 δ_{tdf} 对位置变化更为敏感;
- 5) 通过对掺混孔孔径及布局调整, 使燃烧室出口平均温度 1435.6 K , 热点温度 1599.9 K , $\delta_{tdf} = 0.2164$, $\delta_{tdf} = 0.0897$, 接近设计要求.

致谢:

沈阳黎明航空发动机有限公司提供相关试验数据.

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.
ZHANG Baocheng. Experiment and testing technology of aero-engine[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2005. (in Chinese)
- [2] 胡好生,赵坚行. 一种新颖的燃烧室出口温度场调试方法[J]. 航空动力学报,2007,22(8):1222-1226.
HU Haosheng,ZHAO Jianxing. A new adjustment method of combustor outlet temperature field[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(8):1222-1226. (in Chinese)
- [3] 张征,杨阳,樊未军,等. 掺混孔参数影响燃烧室出口温度场的计算方法[J]. 燃烧科学与技术,2006,12(6):502-506.
ZHANG Zheng,YANG Yang,FAN Weijun,et al. Calcula-
tional methods of main impact factor to exit temperature of turbin combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology,2006,12(6):502-506. (in Chinese)
- [4] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流器燃烧器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4):554-558.
PENG Yunhui,LIN Yuzhen,LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirle combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(4):554-558. (in Chinese)
- [5] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Washington DC,USA:Taylor and Francis Press,1998:108-115.
- [6] Mori G,Razore S,Ubaldi M,et al. Integrated experimental and numerical approach for fuel-air mixing prediction in a heavy-duty gas turbine LP burner[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,2001,123:803-809.