

文章编号:1000-8055(2013)06-1387-05

某型燃气轮机燃烧室出口温度场的调试

刘 凯, 张宝诚, 马洪安

(沈阳航空航天大学 航空航天工程学部, 沈阳 110136)

摘 要: 试验研究了某型燃气轮机燃烧室掺混孔孔径比、相对孔距对出口温度场的影响。试验结果表明:随孔径比的增加,出口温度分布系数逐渐减小,但过大的孔径比易形成局部阻塞,使热点温度升高;孔径比对径向温度分布系数影响较小,仅使温度分布曲线位置移动而不会改变其形状。相对孔距与径向温度分布系数相关性较强,过大(大于 0.33)、过小(小于 0.29)均不利于掺混。该研究情况下,相对孔距为 0.31、孔径比为 0.32 左右基本合理。

关 键 词: 燃气轮机; 燃烧室; 掺混孔; 出口温度场; 射流

中图分类号: V231.2; TK474

文献标志码: A

Experiment on outlet temperature field of a gas turbine combustor

LIU Kai, ZHANG Bao-cheng, MA Hong-an

(Department of Aerospace Engineering,
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The influence of aperture ratio and center distance of a gas turbine combustor mixing system on outlet temperature field was studied experimentally. Experimental results indicate: the outlet temperature distribution coefficient reduces gradually with the increase of aperture ratio. But too large aperture ratio will lead to partial obstruction and also hot spot temperature rise; aperture ratio does not change the radial temperature distribution curve shape, but only bring about shift of its position. Relative center distance and the radial temperature distribution coefficient have a strong correlation, too large (more than 0.33) or too small (less than 0.29) is not helpful for dilution. Relative center distance of 0.31 and aperture ratio of 0.32 are basically reasonable in this case.

Key words: gas turbine; combustor; dilution hole; outlet temperature field; jet

任何一款设计中的燃烧室都要经过大量的调试改进,才能逐步接近设计指标。其中出口温度场调试是整个燃烧室试验中最复杂也是耗时最多的工作,调试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,这也是燃气轮机研制不可逾越的过程^[1-3]。影响燃烧室出口温度分布因素主要有以下几方面^[4]:①燃烧室进

口流场径向总压分布及流场周向均匀性;②燃料分布,包括流量、喷射角等;③掺混空气流动参数及掺混段几何参数。研究表明^[5-7]:要使掺混效果好,某一结构下,掺混孔存在一个最佳射流穿透深度,过深过浅都不利掺混,而射流动量比 J 是影响射流穿透深度的重要流动参数。 J 值主要取决于火焰筒内外压力差及火焰筒内平均速度,这已

收稿日期:2012-06-06

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1387_023.html

基金项目:国家高技术研究发展计划(2002AA503010)

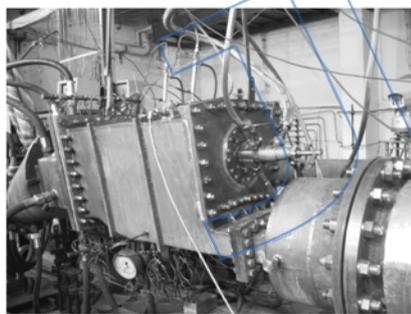
作者简介:刘凯(1971-),男,辽宁沈阳人,副教授,博士,主要从事航空发动机燃烧过程数值模拟与试验研究。

由燃烧室整体设计所基本确定. 因此燃烧室调试中主要工作是改变掺混段几何因素及内外环气量分配. 影响掺混效果的掺混段几何因素有以下6个方面: 孔径、孔间距、通道高、掺混段长度、掺混段几何形状、掺混孔形状及排列^[8-10]. 燃烧室结构确定后, 上述因素中, 掺混段轴向长度、几何形状、通道高度等项. 一般不会因为出口温度分布不良而改动. 因此调试过程中通常可改变的为掺混孔孔径与孔间距^[11-13]. 本文以我国自主研制的某重型燃气轮机燃烧室为研究对象, 通过对不同掺混孔孔径及孔间距对应的出口温度场试验研究, 探讨掺混段几何参数对温度场影响规律, 为相关燃烧室的设计、调试提供参考.

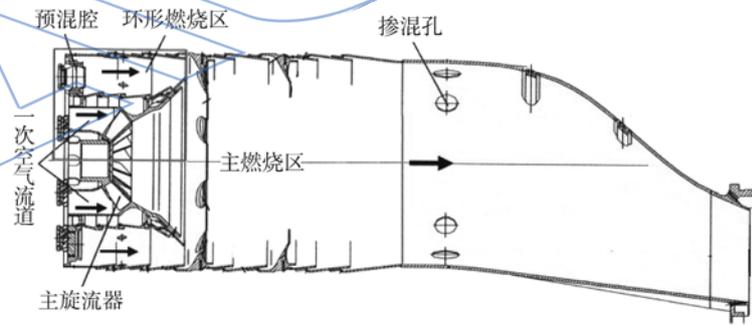
1 试验系统及试验件

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. 出口温度采用热电偶测量, 在综合考虑测量准确性(不漏掉热点)及流通阻塞问题, 燃烧室出口布置了10支11点B型热电偶, 测点密度满足 $0.25 \text{ 点}/\text{cm}^2$ 的要求^[1].



(a) 燃烧室扇形试验段



(b) 火焰筒

图2 试验件

Fig. 2 Experimental parts

2 试验及结果分析

本试验采用节流模化, 在保证进口马赫数、温度不变(燃烧强度不变)的前提下, 将进气压力由 1.48 MPa 降为 0.545 MPa , 进口空气流量由 15.52 kg/s 降为 $5.6 \sim 7.2 \text{ kg/s}$, 以满足气源能力. 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 $T_{4\text{av}}$ 、出口温度分布系数 $\delta_{\max} = (T_{4\max} - T_{4\text{av}})/(T_{4\text{av}} - T_{3\text{av}})$ 、径向温度分布系数 $\delta_r = [(T_{4\text{jav}})_{\max} - T_{4\text{av}}]/(T_{4\text{av}} - T_{3\text{av}})$ 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.

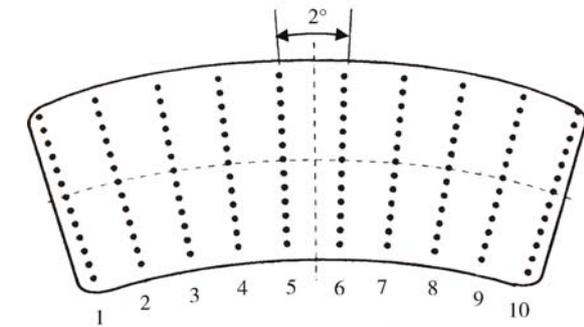


图1 热电偶布置

Fig. 1 Thermocouple arrangement

1.2 试验件

该燃气轮机为逆流环管型燃烧室, 周向均布20个火焰筒, 采用燃料径向分级的干式低 NO_x 燃烧方式. 试验为单管燃烧试验, 截取 $1/20$ 全尺寸燃烧室组成 18° 扇形试验段, 装配一个火焰筒, 一套燃料喷嘴组, 并加工前后测量段. 试验件连接及所装火焰筒示于图2.

2.1 掺混孔孔径比对出口温度场的影响

调整掺混孔孔径可以改变进气量, 改变射流穿透深度, 调整掺混后温度, 进而达到调整出口温度场的目的, 是一种常用的温度场调试方法^[14-15]. 本文以孔径比 ϕ_d , 即掺混孔孔径之和与掺混孔所在位置火焰筒周长之比作为调试指标.

$$\phi_d = \sum_{i=1}^n n_i d_i / \pi D \quad (1)$$

式中 ϕ_d 为孔径比; n_i 为第 i 个掺混孔孔数; d_i 为第 i 个掺混孔孔径.

火焰筒掺混孔结构如图 3 所示.

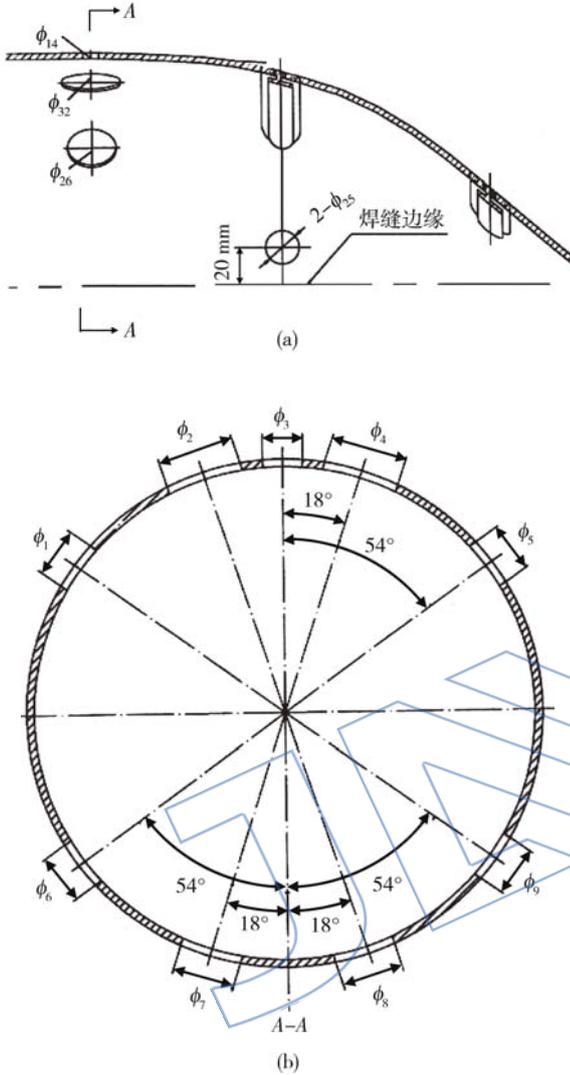


图 3 掺混孔结构简图

Fig. 3 Dimension and place of dilution holes

试验研究了孔径比分别为 0.30, 0.31, 0.32 及 0.33 共 4 种情况下出口温度场, 对应各孔径见表 1 (各孔径取值依据流量分配、孔径比并参照试验结果取定, 表中空白处代表尺寸未改动). 3 种孔径比火焰筒总开孔面积分别增大 5.00%, 3.94% 及 7.59%, 因此可以认为对火焰筒头部流量分配影响不大, 即对燃烧过程影响可以忽略.

试验分析结果见表 2, 径向温度分布见图 4.

随孔径比的增加, 出口温度分布系数呈降低趋势, 且对掺混孔孔径变化比较敏感, 改进效果明显. 说明增加孔径比, 增大了射流穿透深度, 强化了掺混. 但过大的孔径比反而会形成局部阻塞, 不

利掺混, 使热点温度升高. 如孔径比为 0.33 时, 热点温度较 0.32 时升高 26 K. 综合考虑热点温度及分布系数, 孔径比取 0.32 左右比较适合; 孔径比对径向温度分布系数影响不大, 虽绝对值略有变化, 但由图 4 可以看出, 孔径比超过 0.30 后, 径向

表 1 掺混孔孔径

Table 1 Diameter of dilution holes

掺混孔	孔径 ϕ /mm			
	$\phi_d=0.30$	$\phi_d=0.31$	$\phi_d=0.32$	$\phi_d=0.33$
ϕ_1	26	30	26	
ϕ_2	32	38	40	
ϕ_3	14		16	14
ϕ_4	32	38	26	40
ϕ_5	26	30	26	
ϕ_6	26	22	32	26
ϕ_7	32			40
ϕ_8	32		26	40
ϕ_9	26	22	26	

表 2 试验结果

Table 2 Experimental results

ϕ_d	T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{max}	δ_r
0.30	1448.7	1644.5	0.2538	0.1312
0.31	1430.6	1581.5	0.2002	0.1295
0.32	1424.2	1574.2	0.2008	0.1338
0.33	1426.4	1600.4	0.1998	0.1328

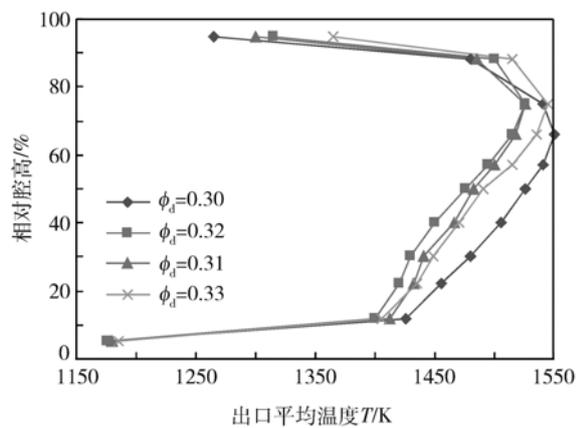


图 4 径向温度分布

Fig. 4 Radial temperature distribution

温度分布曲线形状基本不变,仅相对位置移动.因此,设计中可先进行保证温度径向分布相关参数确定,再根据流量分配确定掺混孔孔径而基本不会影响径向的温度分布.同时也说明仅靠改变孔径比对温度场影响有限,无法获得满意的出口温度场.

2.2 掺混孔孔距对出口温度场的影响

掺混孔孔距 S 指掺混孔中心沿火焰筒壁面距离,为使试验结果更具普遍性,采用相对孔距 $\bar{S}=S/D$ (D 为火焰筒掺混孔中心截面直径).在原掺混结构基础上,重新布置掺混孔位置,改变后的结构见图 5.其中主要改变为在水平位置各开一孔,以减小全环孔距,取消顶部 ϕ_3 孔以增大局部孔距,同时配合孔径调整以保持火焰筒开孔面积基本稳定,具体孔径见表 3.

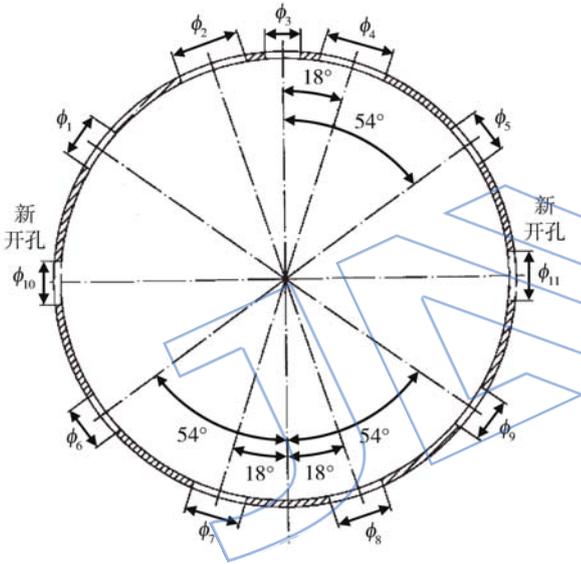


图 5 改进后掺混孔分布

Fig. 5 Place of redesigned dilution holes

表 3 中, $\bar{S}=0.31^*$ 为考察增加新开孔孔径对出口温度分布系数影响.

试验结果见表 4,径向温度分布见图 6.由试验结果可知,径向温度分布系数对掺混孔孔距变化非常敏感,不仅径向温度绝对值大幅变化,径向分布曲线形状也发生了改变,火焰筒内外环附近温度均有提升,解决了孔径比变化一直未解决的难题,使 δ_r 明显改善.相对孔距由 0.35 降为 0.31, δ_r 降低了 29.4%.但局部掺混孔孔距过小形成冷幕亦不利于掺混.未取消 ϕ_3 孔前,其局部孔距为 0.17, δ_r 为 0.1159,取消 ϕ_3 孔后,局部孔距增为 0.32,接近全环孔距, δ_r 降为 0.0938.本文研究燃烧室及类似结构相对孔距为 0.31、孔径比

为 0.32 左右基本合理,所获温度场可以满足重型燃机设计要求.调整孔距不能改变射流动量,但对掺混过程有重要影响,过小易形成二元空气幕阻塞而切断掺混,过大则影响温度周向分布.

表 3 掺混孔孔径

Table 3 Diameter of dilution holes

掺混孔	孔径 ϕ /mm			
	$\bar{S}=0.35$	$\bar{S}=0.29$	$\bar{S}=0.31$	$\bar{S}=0.31^*$
ϕ_1	26		22	
ϕ_2	40	38	43	
ϕ_3	14		0	0
ϕ_4	40	38	43	
ϕ_5	26		22	
ϕ_6	26	20		
ϕ_7	40	32	20	
ϕ_8	40	32	20	
ϕ_9	26	20		
ϕ_{10}	0	20	25	28
ϕ_{11}	0	20	25	28

表 4 试验结果

Table 4 Experimental results

\bar{S}	ϕ_d	T_{4av}/K	T_{4max}/K	δ_{max}	δ_r
0.35	0.33	1446.4	1600.4	0.1998	0.1328
0.31	0.32	1439.9	1606.8	0.2164	0.0938
0.31-	0.33	1441.0	1650.3	0.2573	0.0939
0.29	0.33	1445.9	1618.0	0.2236	0.1159

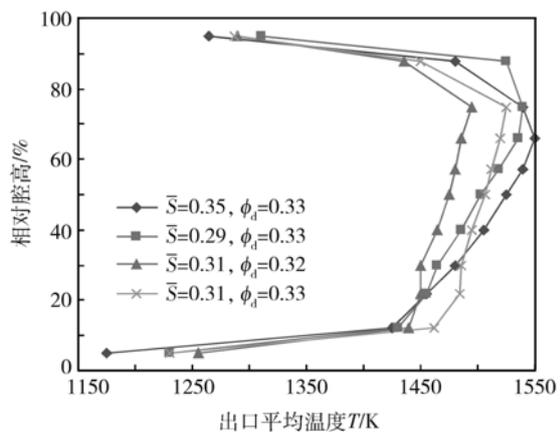


图 6 径向温度分布

Fig. 6 Radial temperature distribution

3 结论

通过对燃烧室不同孔径比、相对孔距掺混系统试验研究,主要得出以下结论:

1) 随孔径比的增加,出口温度分布系数逐渐减小,但过大的孔径比易形成局部阻塞,反而影响掺混,使热点温度升高。

2) 孔径比的变化对径向温度分布系数影响较小,不会改变温度分布曲线形状,仅使其位置改变。

3) 相对孔距过大(大于 0.33)、过小(小于 0.29)均不利于掺混。本文研究情况下,相对孔距 0.31、孔径比 0.32 左右基本合理且应尽量周向均匀布置。

4) 掺混孔孔距是影响径向温度分布的关键因素,设计中应先选定孔距,再由流量分配计算孔径;调试中也应遵循先考虑孔距粗调温度分布,再通过孔径细调优化的规律。

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] Maurya D, Jayaprakash G N. Challenges in aero gas turbine combustor development[J]. ASME Paper GT2009-59429.
- [3] 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)
- [4] 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. Calculation methods of main impact factor to exit temperature of turbine combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2006, 12(6): 502-506. (in Chinese)
- [5] 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 swirl combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [6] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Washington: Taylor & Francis Press, 1998.
- [7] 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 Turbines and Power, 2001, 123(4): 803-809.
- [8] Mohammad B S, Cai J, Jeng S M. Gas turbine combustor flow structure control through modification of the chamber geometry[J]. Gas Turbines Power, 2011, 133(2): 324-331.
- [9] Masi M, Gobbato P, Toffolo A, et al. Numerical and experimental analysis of the temperature distribution in a hydrogen fuelled combustor for a 10 MW gas turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(2): 432-440.
- [10] Sierra F Z, Kubiak J, Gonzalez G, et al. Prediction of temperature front in a gas turbine combustion chamber[J]. Applied Thermal Engineering, 2005, 25(8/9): 1127-1140.
- [11] Maughan J R, Elward K M, De Pietro S M, et al. Field test results of a dry low NOx combustion system for the MS3002 regenerative cycle gas turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(1): 50-57.
- [12] Barringer M D, Thole K A, Polanka M D. Effects of combustor exit profiles on vane aerodynamic loading and heat transfer in a high pressure turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2): 021008. 1-021008. 10.
- [13] Qureshi I, Beretta A, Povey T. Effect of simulated combustor temperature nonuniformity on HP vane and end wall heat transfer: an experimental and computational investigation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(3): 031901. 1-031901. 13.
- [14] Povey T, Chana K S, Jones T V, et al. The effect of hot-streaks on HP vane surface and endwall heat transfer: an experimental and numerical study[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(1): 32-43.
- [15] Stickles R W, Dodds W J, Koblish T R, et al. Innovative high-temperature aircraft engine fuel nozzle design[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1993, 115(3): 439-446.