

文章编号:1000-8055(2012)01-0048-07

回流环形燃烧室出口温度场的试验

刘富强^{1,2}, 房爱兵¹, 崔玉峰¹, 徐 纲¹, 朱俊强¹, 聂超群¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100190)

摘 要: 以某涡轮风扇发动机回流环形燃烧室为研究对象, 采用试验的方法, 研究了不同工况下该燃烧室出口温度分布特性. 部件试验结果得到了出口温度沿周向分布和径向分布特性, 重点详细分析了温度沿涡轮导叶叶高的分布特性, 并在此基础上提出了局部扇形区域径向温度沿叶高的分布特性这一概念来考核燃烧室出口温度品质, 为燃烧室出口温度分布的评估和改进优化提供了有益的参考价值.

关 键 词: 温度分布; 回流; 环形燃烧室; 局部扇形区域; 部件试验

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment of outlet temperature distribution of a reverse-flow annular combustor

LIU Fu-qiang^{1,2}, FANG Ai-bing¹, CUI Yu-feng¹, XU Gang¹,ZHU Jun-qiang¹, NIE Chao-qun¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: An experiment on the outlet temperature distribution of an aero-engine reverse flow annular combustor was performed under several different working conditions. Outlet temperature distribution factor and radial temperature distribution factor were obtained. Temperature distribution along the height of turbine guide vane was studied in detail. A new concept called local sector radial temperature distribution along the height of turbine was proposed and it was recommended that when assessing the temperature factor it should be taken into consideration. The experiment results provide significant promotion for the evaluation and optimization of the outlet temperature distribution.

Key words: temperature distribution; reverse-flow; annular combustor; local section; component experiment

燃烧室是航空发动机的重要部件之一. 燃烧室出口温度分布的品质, 特别是热点温度, 对涡轮性能和热端部件寿命有直接的影响^[1], 是涡轮等热端部件运行过程中必须考虑的问题.

通常可以通过计算流体动力学(CFD)数值计

算和模化试验两种方法来获取燃烧室出口温度场信息. CFD 数值分析方法方便快捷, 计算周期短且成本低, 越来越受到众多学者和科研单位的重视^[2-6], 但是数值模拟通常采用了简化计算模型、简化的结构和周期性边界条件^[7], 其结果消除了

收稿日期:2011-03-08; 修订日期:2011-06-09

基金项目:国际科技合作项目(2010DFB70620); 国家重点基础研究发展计划项目(2007CB210109)

作者简介:刘富强(1984—), 男, 河南项城人, 博士生, 主要从事燃烧室的数值模拟与试验研究.

湍流的不确定性和随机性,并忽略了燃油和空气量的不均匀性。这和燃烧室实际三维流场和工作条件有明显差距。而模化试验是通过在低压工况下进行试验来模拟高压下的特性^[8],但燃烧室通常是在高压高温下工作的,低压环境下的试验是不可能真实完整的捕捉到燃烧室的气动与热力学特性的。因此模化试验得到的温度场和实际温度场不可避免存在不同程度的差异^[9]。为了获取燃烧室出口全面而真实的温度场信息,全尺寸全压的燃烧室部件试验是无可替代的。

国内外学者在关于燃烧室出口温度方面进行了不少探索研究,胡好生等^[10]尝试通过改变燃油喷嘴插入旋流器组件的深度来研究对出口温度场的影响。Bishop C K 和 Fu Y 等分别通过改变喷嘴工况^[11]和当量比的变化^[12]来研究出口温度场特性。但这些均未详细地给出燃烧室出口温度沿径向分布特性。

鉴于此,本文针对课题组承担设计的某涡扇发动机环形燃烧室部件进行真实工况下的性能试验,详细分析其出口温度沿周向和径向分布特性,并在此基础上提出了局部扇形区域温度沿径向分布这一概念来考察其出口温度分布品质。并详细分析回流环形燃烧室出口局部扇形区域温度沿叶高的径向分布特性,为燃烧室出口温度场品质的评估提供了有益指导。

1 试验系统和试验件

试验在一个涡扇发动机回流燃烧室试验件(如图 1 所示)上进行。该试验件是按照全尺寸真实工况设计而成。该试验器主要由进气排气及换热系统、管路系统、预热加温系统、水冷系统、电气系统、燃油系统、控制系统、测试系统和燃气分析系统等组成。试验器采用一个单管燃烧室作为加

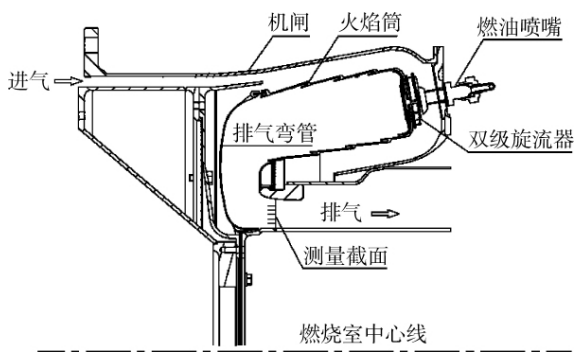


图 1 燃烧室试验件结构简图

Fig. 1 Sketch of the combustor configuration

热器和试验空气的间接换热器,将来流空气加热至对应工况压气机出口温度,然后供入进气机匣。燃油从油泵出来后经燃油分配器分两路进入燃油总管,每路分别装有 9 个喷嘴(喷嘴相对位置见图 2 所示)。在燃烧室性能试验前先进行燃油总管流量试验,经过多次调换喷嘴后,燃油总管的不均匀度为 3.5%,均匀性较好,保障了出口温度场的均匀性。

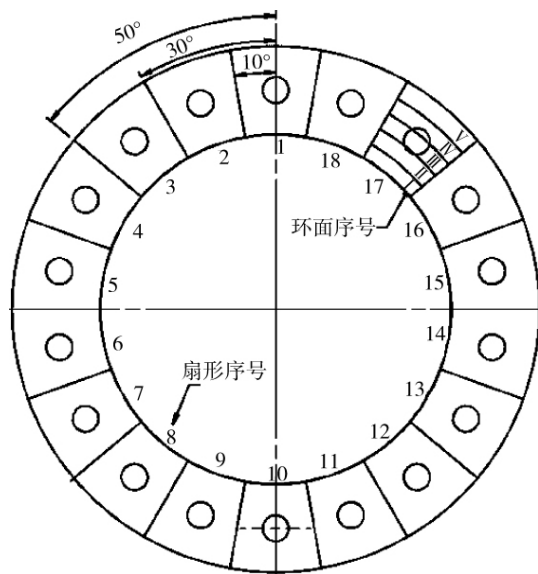


图 2 喷嘴位置和扇形区域

Fig. 2 Nozzle position and section region

试验过程中,空气流量采用标准流量喷嘴测量,测量精度小于 2.0%。燃油流量采用涡轮流量计测量,测量精度为 $\pm 0.5\%$ 。燃烧室进口温度由两支单点热电偶测量,总压由三支单点总压探针测量,测量精度为 $\pm 0.5\%$ 。出口温度测量采用 S 型铂铑热电偶测量,测量精度为 $\pm 1.0\%$ 。出口截面温度和压力的测量用专门设计的旋转位移机构实现。该机构在可旋转的转盘上分别安装 3 个热电偶靶和 3 个压力靶,每个靶子径向上分布 5 个测量点,通过旋转可实现圆周方向的测量。所有的压力、温度及流量等测量参数全部输入计算机数据采集系统,然后进行分析处理。

2 出口温度场品质参数

衡量燃烧室出口温度品质的参数主要有热点指标(出口温度分布系数)和径向温度分布系数^[1],其定义分别如下:

$$\lambda_{otdf} = \frac{t_{4max} - t_{4av}}{t_{4av} - t_{3av}} \quad (1)$$

式中

t_{4max} ——出口温度场中最高总温;

t_{4av} —出口平均总温;

t_{3av} —进口平均总温。(文中所有温度单位均采用℃,下同)。

$$\lambda_{rtdf} = \frac{t_{4rmax} - t_{4av}}{t_{4av} - t_{3av}} \tag{2}$$

式中 t_{4rmax} 为出口温度场中径向测点平均温度的最高总温, r 表示径向方向。

发动机一般要求 $\lambda_{otdf} < 0.35, \lambda_{rtdf} < 0.1$ 。

3 周向温度分布研究

3.1 热点分析

不同工况下燃烧室的试验状态参数及出口温度结果见表 1 所示。各个试验状态均是在全压全尺寸下进行,保证了试验结果的真实可靠性。每个

试验状态的总压恢复系数均在 97.3%左右,说明此燃烧室结构设计合理,压力损失小。从表中可以看出,随着进口总压的提高也即燃烧室负荷的增加,出口 λ_{otdf} 逐渐减小,而 λ_{rtdf} 比较稳定,变化不大。

图 3 为处理采集数据系统得到状态 5 下的出口温度分布云图。图 4 为测得的出口径向 5 点温度和出口平均总温沿圆周分布的展开曲线图。从图 3、图 4 可以看到温度在周向大部分范围内比较均匀,但是有高温区和低温区存在,造成了 λ_{otdf} 稍高于设计允许值。在前半圆周($0^{\circ} \sim 180^{\circ}$)内存在 4 个温度峰值(图 4 中四处波峰所示)和 1 个温度谷值(图 4 中波峰所示),在后半圆周内($180^{\circ} \sim 360^{\circ}$)存在 1 个温度峰值和 3 个温度谷值(图 4 中三处波谷)。

表 1 各试验状态下的试验结果
Table 1 Results of the given test conditions

状态	p_3 / MPa	当量比	t_{3av} / °C	t_{4av} / °C	t_{4max} / °C	λ_{otdf}	λ_{rtdf}
1	0.110	0.247	266.1	832.5	1154.5	0.568	0.057
2	0.110	0.248	267.9	838.2	1159.9	0.564	0.056
3	0.899	0.301	322.2	1065.0	1363.8	0.402	0.052
4	0.897	0.300	321.7	1061.1	1356.8	0.400	0.052
5	1.239	0.282	397.4	1083.7	1356.6	0.398	0.052
6	1.264	0.281	396.8	1076.2	1349.3	0.402	0.053
7	1.273	0.282	397.4	1084.8	1345.0	0.379	0.055

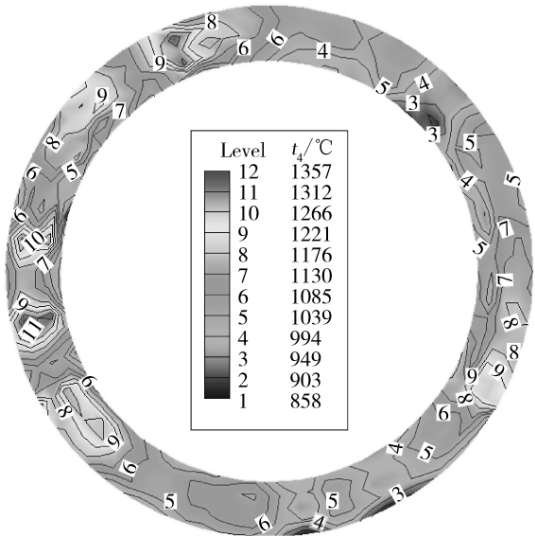


图 3 状态 5 出口温度分布云图

Fig. 3 Outlet temperature contours of state 5

3.2 周向热区分布研究

该环形燃烧室每次试验所得周向高温区的数量基本一致,一般有 4~5 个热区,3 个低温区。统

计结果显示各个试验状态下高温区多存在于第 2、第 5、第 6、第 8 及第 13 个喷嘴对应的扇形区域,低温区多存在于第 10、第 11 及第 17 个喷嘴对应的扇形区域。图 5 为第 2 扇形高温区域和第 17 扇形低温区域温度云图。不过仔细分析发现这些扇形区域并不是严格对应于喷嘴位置所对应的周向位置,某些高温区出现在相邻两个喷嘴交错对应的区间,分析出现这种结果的原因:一方面是各进气孔进气量和燃油量的不均匀性;另一方面是火焰筒内三维湍流流场的复杂性。

3.3 出口温度场和数值模拟结果对比

本文同时采用商业软件 FLUENT 对该燃烧室进行三维数值模拟,求解器采用 semi-implicit method for pressure linked equations(SIMPLE)算法,其他变量采用二阶迎风格式进行离散。同时采用 Realizable $\kappa-\epsilon$ 湍流模型,涡耗散反应模型(eddy dissipation model, EDM)、离散坐标(DO)辐射模型,并采用周期性边界条件。图 6(a)为计算得到的出口温度分布云图。

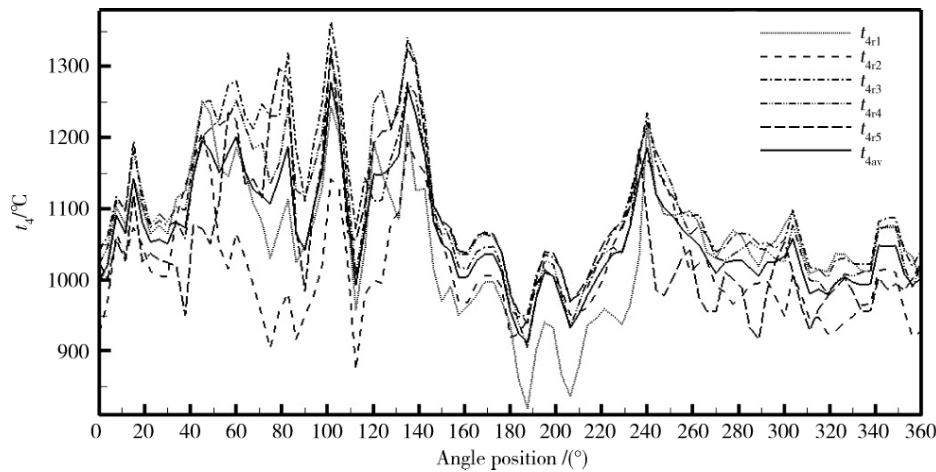


图 4 状态 5 下出口温度沿圆周分布曲线
Fig. 4 Outlet temperature distribution of state 5

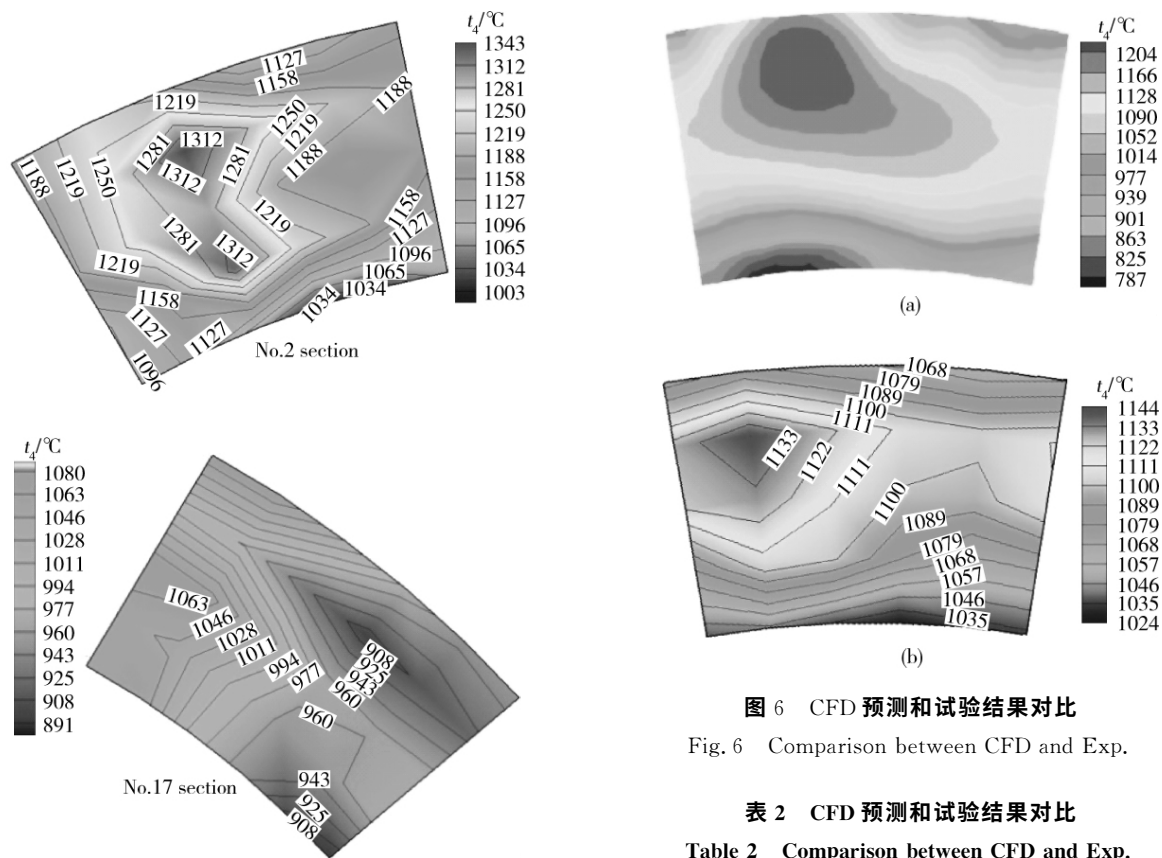


图 6 CFD 预测和试验结果对比
Fig. 6 Comparison between CFD and Exp.

图 5 第 2 扇形和第 17 扇形区域温度云图(状态 5 下)
Fig. 5 Contours of temperature of No. 2 and No. 17 section (state 5)

由于数值模拟假定各个喷嘴流量一样,因此数值模拟得到的只是平均化的结果.而真实试验喷嘴流量和空气量分配不可避免存在差异,造成温度场的不均匀.为了和模拟结果对比,把喷嘴对应的 18 个扇形区间对应点的温度求平均,得到一个扇形区间的平均温度场如图 6(b).表 2 为 CFD 预测和试验结果的对比.

表 2 CFD 预测和试验结果对比
Table 2 Comparison between CFD and Exp.

	$t_{3av}/^{\circ}\text{C}$	$t_{4av}/^{\circ}\text{C}$	$t_{4max}/^{\circ}\text{C}$	$t_{4min}/^{\circ}\text{C}$
CFD	396.0	1067.0	1203.5	787.2
Exp.	397.4	1083.7	1144.2	1024.3

对比 CFD 预测结果和试验平均后的结果发现:

1) 出口温度场高温区出现的周向位置大致是一致的,都出现在偏左方.分析认为这种分布特征是受流动控制的.双级旋流器的旋流作用使火焰筒中的燃气发生旋转,这种偏转作用从火焰筒

头部一直持续到出口. CFD 预测高温区所在径向位置稍微偏上.

2) 出口平均温度相差仅 17℃, 差别较小, 最高温度相差 60℃. 温度差的原因在于燃料热值的不同.

4 径向温度分布研究

4.1 全环径向温度分布分析

径向温度分布尤其是径向最高温度沿叶高所在的位置对涡轮叶片局部区域形成较大的热冲击, 而且进口温度的不均匀性对叶片表面的气膜冷却效果也有显著影响^[13]. 存在热斑时, 叶片局部产生应力峰值, 易于产生裂纹, 严重时可在一级导向器叶片前缘出现烧蚀, 造成推力急剧下降. 如果高温出现在叶根部位时, 根部会产生高热应力, 导致涡轮盘榫齿裂纹. 因此调试出均匀的温度场和良好的沿叶高分布特性是发动机燃烧室设计研制的关键技术之一.

1) 由表 1 可以看本试验调试出的温度场径向温度分布系数 λ_{rtdf} 比较理想, 介于 0.052~0.057 之间, 远远低于设计允许值 0.1.

2) 图 7 给出了状态 5 下的环形燃烧室出口截面温度沿叶高的分布曲线, 可以看到平均温度沿径向分布是比较均匀的, 靠近叶根的温度在 1000~1050℃ 范围内, 靠近叶尖的温度大部分 1050~1150℃ 范围内.

3) 该分布曲线接近理想径向温度分布曲线, 呈反“C”形状, 径向最高温度 t_{4rmax} 在叶高大约为 65% 的位置.

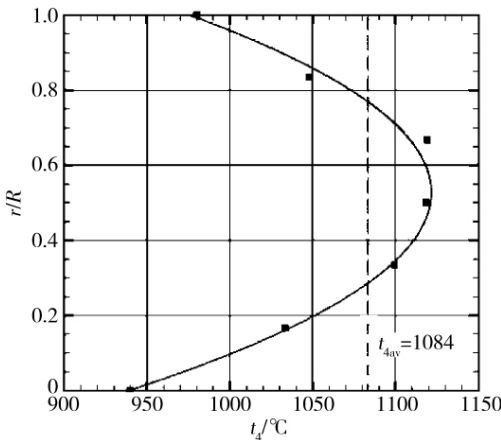


图 7 径向温度分布曲线
Fig. 7 Radial temperature distribution profile

4.2 扇形区径向温度分布分析

上面分析了全环径向平均温度沿叶高的分布曲线, 但不能仅仅因为该曲线分布理想, 就认为出口温度符合涡轮进气要求. 本文认为出口温度是否符合涡轮进气要求, 不但要考核全环平均温度沿叶高分布, 同时还需考虑局部扇形区域的温度沿径向分布特性. 因为局部温度分布有可能比全环径向分布特性要差.

不妨定义一个局部扇形径向温度分布系数

$$\lambda_{\Delta rtdf} = \frac{t_{4r\Delta max} - t_{4\Delta av}}{t_{4\Delta av} - t_{3av}} \tag{3}$$

式中 $t_{4r\Delta max}$ 为扇形 Δ 区间内半径方向平均最高总温; $t_{4\Delta av}$ 为扇形 Δ 区间内平均总温; t_{3av} 为燃烧室进口平均总温; Δ 表征扇形区域的大小.

表 3 为根据式(3)计算得到的几个典型扇形区间内的局部 $\lambda_{\Delta rtdf}$, 可以看出某些区间内的分布系数要明显大于或小于总体 λ_{rtdf} 值 0.052. 详细分析可知局部高温区域如 No. 2, No. 5, No. 6, No. 7 的分布系数大于 0.052, 这说明局部温度场品质比整体的 λ_{rtdf} 要差. 低温区域如 No. 11 和 No. 17 的分布系数小于 0.052. 由此可见, λ_{rtdf} 只是各个扇形区间 $\lambda_{\Delta rtdf}$ 平均化的结果. 因此涡轮转子叶片将间歇性的感受到高温和低温燃气的脉动冲击.

表 3 扇形区间内的径向温度
Table 3 Radial temperature of sections

Section	$t_{3av} /$ ℃	$t_{4rav} /$ ℃	$t_{4rmax} /$ ℃	$t_{4rmin} /$ ℃	$\lambda_{\Delta rtdf}$
No. 2	397.4	1175.5	1241.5	1070.7	0.085
No. 5	397.4	1096.1	1178.8	966.2	0.118
No. 6	397.4	1158.8	1233.6	1050.8	0.098
No. 7	397.4	1189.1	1259.6	1095.7	0.089
No. 11	397.4	989.6	1016.8	919.6	0.045
No. 15	397.4	1069.3	1104.6	1002.9	0.052
No. 17	397.4	985.2	1010.8	936.6	0.043
Whole	397.4	1083.7	1119.3	1033.6	0.052

下面选取温度场中的具有代表性的高温扇形区域和低温扇形区域, 详细分析其温度沿叶高分布特性:

1) 第 5 扇形(70°~90°)沿叶高分布曲线见图 8, 其分布曲线不再符合理想的反“C”型. 在叶高 35% 处有高温点, 这样的局部高温会影响到涡轮性能和寿命.

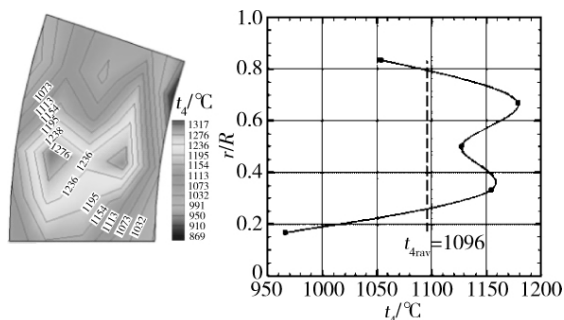


图 8 第 5 扇形区域温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of No. 5 section

2) 第 6 扇形($90^\circ \sim 110^\circ$)属于高温区域,分布曲线见图 9. 该曲线比较接近理想径向温度分布曲线.

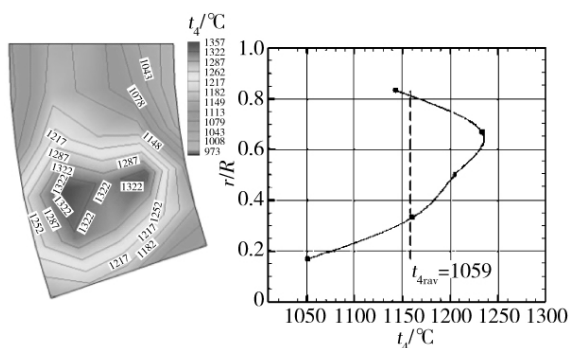


图 9 第 6 扇形区域温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of No. 6 section

3) 第 7 扇形($110^\circ \sim 130^\circ$)温度分布也不再符合反“C”型,呈显“S”型,见图 10. 高温所在径向位置也不太理想.

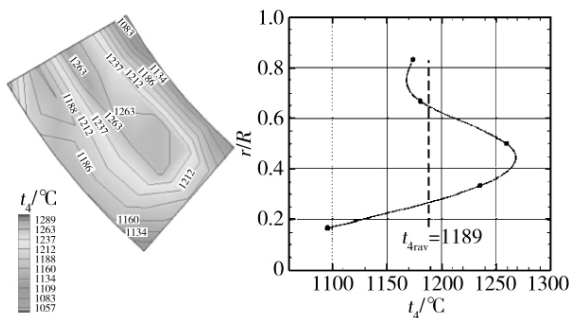


图 10 第 7 扇形区域温度分布

Fig. 10 Temperature distribution of No. 7 section

4) 第 15 扇形($270^\circ \sim 290^\circ$)区域属低温区域,其分布曲线呈现反“S”型,见图 11.

各扇形区间的径向温度分布曲线和全环平均径向温度部分曲线绘于图 12 中. 从以上分析可得到如下结论:

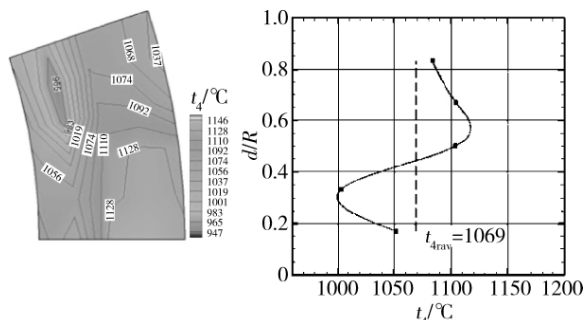


图 11 第 15 扇形区域温度分布

Fig. 11 Temperature distribution of No. 15 section

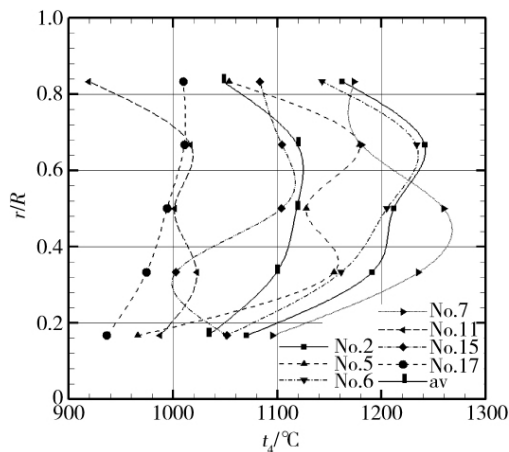


图 12 径向温度分布曲线

Fig. 12 Radial temperature distribution profile

1) 扇形区间的温度径向分布曲线和全环分布曲线变不同,这也是出口温度不均匀的一个侧面表现. 造成这种差异的原因一方面是因为头部油气比的不同;另一方面是火焰筒壁面主燃孔和掺混孔射流引起的掺混作用.

2) 局部温度品质 $\lambda_{\Delta rtdf}$ 比 λ_{rtdf} 差些. 各扇形区间径向最高温度并不是都出现在靠近叶尖处.

3) 不同状态的试验:各扇形区全环温度沿径向分布曲线基本一致,反映了温度沿径向分布比较稳定.

5 结 论

从上述燃烧室出口截面温度场的试验研究和详细分析中可以得出以下有益结论:

1) 该环形燃烧室出口温度场温度分布系数稍高于允许值,但径向温度分布系数比较低,径向温度沿叶高分布曲线合理,满足涡轮进气要求.

2) 文章提出局部扇形径向温度分布系数,由于这一值会大于径向温度分布系数,因此用局部扇形径向温度分布系数来保证燃烧室出口温度品

质,调试出的温度场对涡轮性能发挥和寿命更为有利。

3) 不能仅仅认为全环温度沿叶高分布合理就认为符合涡轮进气要求,还需考核其局部扇形温度沿叶高的分布是否合理,避免涡轮叶片周期性的受到高温和低温交替的冲击。这一概念的提出对燃烧室出口温度场的优化评估具有参考意义。

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas Turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1998.
- [2] Eggels R L. Modelling of the combustion process of a premixed DLE gas turbine[R]. ASME Paper GT2000-0130, 2000.
- [3] Boudier G, Gicquel L Y M, Poinot T, et al. Comparison of LES, RANS and experiments in an aeronautical gas turbine combustion chamber[J]. Proceedings of the Combustion Institutes, 2007, 31(2): 3075-3082.
- [4] Fureby C, Grinstein F F, Li G, et al. An experimental and computational study of a multi-swirl gas turbine combustor[J]. Proceeding of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 3107-3114.
- [5] Noll B, Kessler R, Theisen P, et al. Flow field mixing characteristics of an aero-engine combustor Part II: numerical simulations[R]. AIAA 2002-3708, 2002.
- [6] Clercq L P, Schlieper M, Noll B, et al. Liquid fuel flameless combustion RANS simulation[R]. ASME Paper GT2008-50552, 2008.
- [7] 蔡文祥, 赵坚行, 胡好生, 等. 环形燃烧室冷态流场数值模拟中的数学方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 748-753. CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, HU Haosheng, et al. Numerical methods in simulation of annular combustor cold flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 748-753. (in Chinese)
- [8] 彭云晖, 林宇震, 刘高恩. 三旋流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)
- [9] 郑严, 沈倍毅. 弹用涡喷发动机燃烧室出口温度场试验与分析[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 187-191, 206. ZHENG Yan, SHEN Beiyi. Tests and analysis of exit temperature distribution of the combustor for missile turbojet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 187-190, 206. (in Chinese)
- [10] 胡好生, 赵坚行, 钟建平, 等. 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, ZHONG Jianping, et al. A new adjustment method of combustor outlet temperature field[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1222-1226. (in Chinese)
- [11] Bishop C K, Allan W. Effects of fuel nozzle condition on gas turbine combustion chamber exit temperature distributions[R]. ASME Paper GT2010-23441, 2010.
- [12] Fu Y, Cai J, Elkady A, et al. Fuel and equivalence ratio effects on spary combustor of a counter-rotating swirler[R]. AIAA 2005-0354, 2005.
- [13] 董平, 郭兆元, 王强, 等. 进口温度不均匀对气冷涡轮叶片传热的影响[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(7): 1109-1112. DONG Ping, GUO Zhaoyuan, WANG Qiang, et al. Effects of non-uniform inlet temperature distribution on air cooled gas turbine vane[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(7): 1109-1112. (in Chinese)