

文章编号:1000-8055(2011)12-2661-06

多点喷射扇形燃烧室出口温度场试验

张振奎, 钟华贵, 冯大强, 王钊平

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘 要: 在中国燃气涡轮研究院的环形燃烧室试验器的高压试验台上完成了多点喷射燃烧室出口温度场试验与调试. 试验结果表明: 可以通过头部燃油喷射点的开关来控制多点喷射燃烧室的出口温度分布, 这种控制方式对出口温度分布系数的影响增大, 对径向温度分布系数的影响减小. 多点喷射燃烧室效率和传统燃烧室效率相当一致, 表明多点喷射燃烧室的应用是可行的. 试验结果对相关燃烧室的设计具有指导和参考意义.

关 键 词: 航空发动机; 多点喷射; 燃烧室; 出口温度场; 流场; 燃气分析

中图分类号: V231.21

文献标志码: A

Experimental study on outlet temperature field in multipoint injection combustor-sector

ZHANG Zhen-kui, ZHONG Hua-gui, FENG Da-qiang, WANG Fang-ping

(China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: The experimental study on outlet temperature field in a multipoint injection combustor-sector was finished on high-pressure test facility of annular combustor in GTE (China Gas Turbine Establishment). Experiment results indicate that the multipoint injection combustor can control the outlet temperature field redistribution through adjusting fuel injector switches. This control would increase the overall temperature distribution factor causing by switching and reduce radial temperature distribution factor. The combustion efficiencies of multipoint combustor and conventional combustor are fairly consistent, indicating that the multipoint injection combustor is feasible. The results have considerable significance for the designs of similar combustors.

Key words: aero-engine; multipoint injection; combustor; outlet temperature field; flow field; gas analysis

航空燃气涡轮发动机是现代飞机的主要动力, 燃烧室是燃气涡轮发动机的主要部件. 燃气涡轮发动机燃烧室的设计和产品改进研制是一项复杂的过程, 包括大量的设计和试验工作^[1]. 虽然对世界范围的污染物形成分析表明, 航空污染所占比例较小, 但其产生的危害影响严重^[2]: 一方面随着燃气涡轮发动机技术的发展, 压气机的压比和燃烧室的温升不断升高, 高温升与高压比造成燃

烧温度高, 提高了整个发动机的效率, 减少了温室气体如二氧化碳和水的排放总量, 但 NO_x 排放有升高的趋势; 另一方面, 由于世界各国对环境保护的日益重视, 对燃气轮机发动机排放的要求越来越苛刻. 所以未来燃气轮机的发展既要满足高温升的要求, 同时也要满足低污染排放的要求^[2-4], 因此燃气轮机的污染排放问题越来越受到关注. 如何在有限的时间和空间内, 保证油气掺混的均

收稿日期: 2011-01-05; 修订日期: 2011-09-27

作者简介: 张振奎 (1977—), 男, 四川德阳人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室试验及设备规划建设等方面研究.

匀,燃烧的快速、完全和降低污染排放就成为未来燃气轮机发展的关键.多点喷射在减少 NO_x 排放以及燃烧室出口温度场调整方面有独特的优点^[5-6].因此许多动力与能源研究机构开展了多点喷射燃烧室研究,文献[7-10]利用计算流体动力学(CFD)对多点喷射燃烧室流场结构进行了精确的数值计算和描述.

参考文献[11]指出影响燃烧室出口温度分布的两个主要因素是:火焰筒长度和火焰筒的压降.提出通过改变燃烧室的结构和试验条件来优化燃烧室出口温度分布.美国综合高性能涡轮发动机(IHPTET)计划15年内燃烧室出口温度分布系数降低60%,计划提出了两个方法:燃烧室出口温度分布的主动控制技术和燃料喷射/火焰稳定综合考虑,从根本上消除温度场的不均匀性^[12].文献[13]研究了不同三旋流器头部组合方案对高温升燃烧室出口温度分布均匀性问题的影响.原理上多点喷射概念燃烧室使用贫油气比的燃油/空气混合物,燃料直接喷入燃烧区,没有进行预混合,因而不发生自动点火和回火现象^[2].本文通过火焰筒头部多点供油试验件,调节燃油喷射点的燃油流量,实现油气分布的动态调节,来研究燃烧室出口温度场的调整技术.为此设计、加工了45点头部燃油喷射和试验件以及配套的燃油控制系统,扇形出口位移机构等,在中国燃气涡轮研究院的环形燃烧室试验器的高压试验台上进行了燃烧效率和温度场随喷射点开关变化规律的试验.探索了多点喷射头部分区供油对燃烧室出口温度场的影响和喷射点调整燃烧室出口温度场的技术.

1 试验设备及试验件

1.1 试验设备

试验设备由空气系统、燃油系统、冷却水系统、测控系统、加温系统以及燃气分析系统组成.清洁的压缩空气通过无污染的间接加温炉获得一定的温度,通过加温炉装置的旁路快速掺混,精确地控制燃烧室进口空气的温度,通过排气蝶阀控制燃烧室进口压力,通过位移机构、温度耙和取样耙测量燃烧室出口温度和燃气的取样.

1.2 试验件

试验为扇形燃烧室试验,即全尺寸环形燃烧室的1/8组成扇形试验段,并加工前后转接段.试验件连接及所装火焰筒如图1所示.该扇形燃烧室由进口转接段、进口测量段、燃油喷嘴导管、多

点喷射旋流器、火焰筒及机匣组成.多点喷射燃烧室头部燃油喷射点及位置如图2所示,周向9列径向5排,总计45个喷射点.燃油喷嘴采用结构简单、拆卸方便的单油路离心喷嘴,其结构如图3所示.

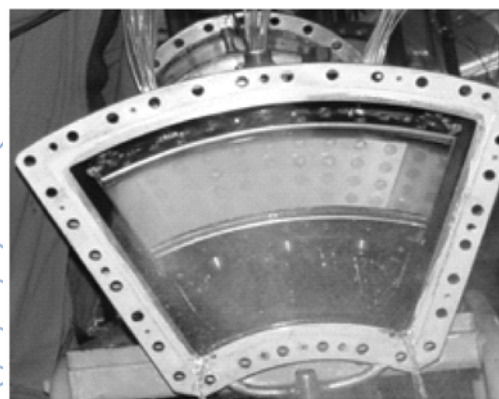
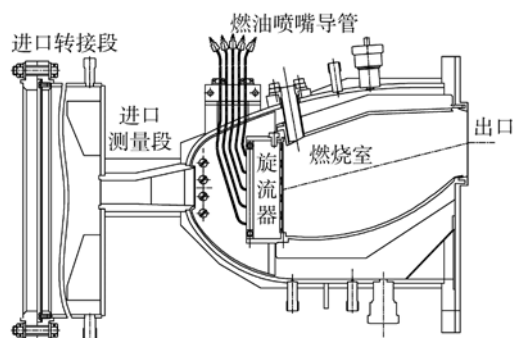


图1 试验件图

Fig.1 Experimental parts

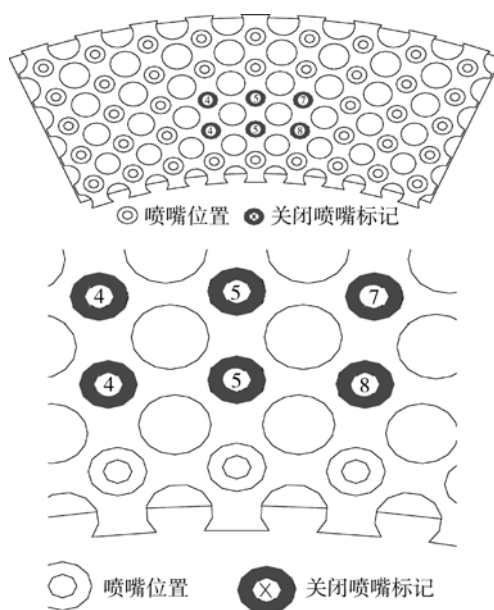


图2 喷射点图

Fig.2 Injection points

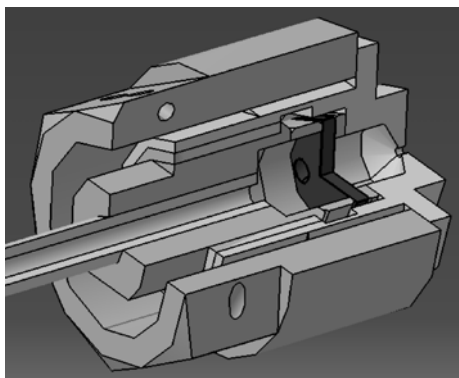


图 3 燃油喷嘴图

Fig. 3 Fuel injector

1.3 扇形测量装置

扇形燃烧室温度场的绘制,需要大量的试验数据,出口温度的测量极为关键,为了快速准确地测取扇形燃烧室出口试验数据,设计了专门的扇形位移机构,如图 4 所示.经过试验验证,此扇形燃烧室出口位移机构运行可靠,能够在高温燃气下长时间稳定工作,步进精度 3° (周向),采用在流道壁壳体上固定一大小和耙杆直径相当的橡胶 O 型圈,试验时耙杆从 O 型圈中心穿过,引入额外的高压冷气,在 O 型圈两侧形成高压冷气与流道内较低压力的高温高压燃气的一种相对平衡,从而既保证了流道内高温高压燃气的外漏,又保证了圆弧形弯耙杆能够在步进电机的带动下转动.简单地讲就是成功解决了扇形燃烧室位移机构在高温高压燃气下,圆弧形耙杆的灵活转动和高温高压燃气的密封这对矛盾.

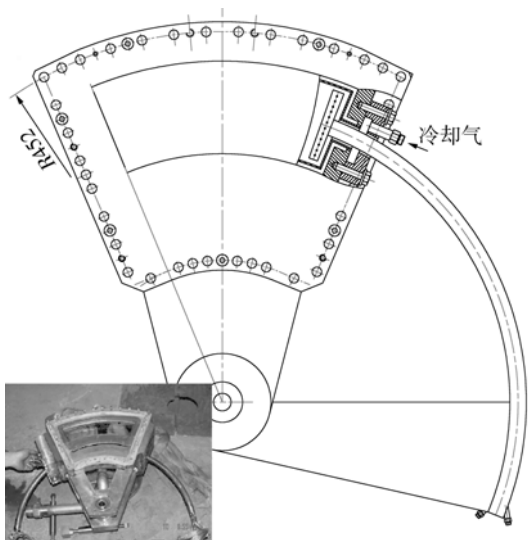


图 4 扇形位移机构

Fig. 4 Sector facility of transfer

2 试验结果与分析

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,在既保证进口气流马赫数不变的前提下,又保持在燃烧室进口压力为 500 kPa,温度为 700 K,空气流量为 1.81 kg/s 的条件下进行试验.燃烧室出口温度分布系数 δ_{otdf} 和径向温度分布系数 δ_{rtdf} 分别按下式计算:

$$\delta_{\text{otdf}} = \frac{T_{4\text{max}} - T_{4\text{av}}}{T_{4\text{av}} - T_{3\text{av}}} \quad (1)$$

$$\delta_{\text{rtdf}} = \frac{T_{4\text{jav,max}} - T_{4\text{av}}}{T_{4\text{av}} - T_{3\text{av}}} \quad (2)$$

式中 $T_{3\text{av}}$ 为燃烧室进口平均温度; $T_{4\text{av}}$ 为燃烧室出口平均温度; $T_{4\text{max}}$ 为燃烧室出口温度最大值; $T_{4\text{jav,max}}$ 为燃烧室出口径向第 j 点平均温度最大值.

依次关闭喷射点的试验结果如表 1 所示.结果表明在保持燃油流量和空气流量不变的情况下(即余气系数 α 不变),燃烧室出口温度分布系数影响有限,径向温度分布系数影响也有限,相对于不关闭喷射点而言,出口温度分布系数增大,而径向温度分布系数变小.但是试验时燃气局部区域温度已达到试验时用的热电偶测温的上限,此时该测量区域测量的温度与真实的温度存在一定的偏差,所以造成了表中看到的 δ_{otdf} 对关闭中心喷嘴群并不敏感的现象.

表 1 试验结果

Table 1 Experimental results

供油状态	α	$T_{4\text{av}} / \text{K}$	$T_{4\text{max}} / \text{K}$	δ_{otdf}	δ_{rtdf}
全开	2.53	1626	2089	0.50	0.36
关 8	2.54	1615	2090	0.52	0.35
关 8,7	2.56	1629	2100	0.51	0.34
关 8,7,5	2.57	1594	2096	0.56	0.35
关 8,7,5,4	2.53	1608	2081	0.52	0.32

2.1 扇形燃烧室效率试验

传统的燃烧试验保持燃烧室进口马赫数不变,保持燃烧室进口空气流量、压力、温度分别在进口温度为 600 K 和 700 K 下进行了燃烧室性能试验,主要考察燃烧室燃烧效率,测量结果如图 5 所示.由于燃烧室出口温度高,故采用燃气分析法测量计算其效率,计算公式如下:^[14]

$$\eta_{\text{an}} = 100 - (46.896\varphi_{\text{CO}} + 132.822\varphi_{\text{UHC}})$$

$$\left(\frac{1 + 0.0003 \left(\frac{N_0}{m} \right)}{\varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{UHC}}} \right) \quad (3)$$

$$\alpha_{\text{in}} = 0.13967 \frac{N_0}{m} \quad (4)$$

式中

$$\frac{N_0}{m} = \frac{z-1}{2(1+h-0.00015z)}$$

$$z = \frac{2 + \varphi_{\text{NO}_2} - \varphi_{\text{CO}}}{\varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{UHC}}}$$

φ_{CO} 为样气中一氧化碳体积分数(10^{-6}); φ_{CO_2} 为样气中二氧化碳体积分数(%); φ_{NO} 为样气中一氧化氮体积分数(10^{-6}); φ_{NO_2} 为样气中二氧化氮体积分数(10^{-6}); φ_{UHC} 为样气中未燃碳氢化合物体积分数(10^{-6}); h 为燃烧室进口 1 摩尔干空气中水的摩尔数; α 为余气系数; 下标 an 表示燃气分析。

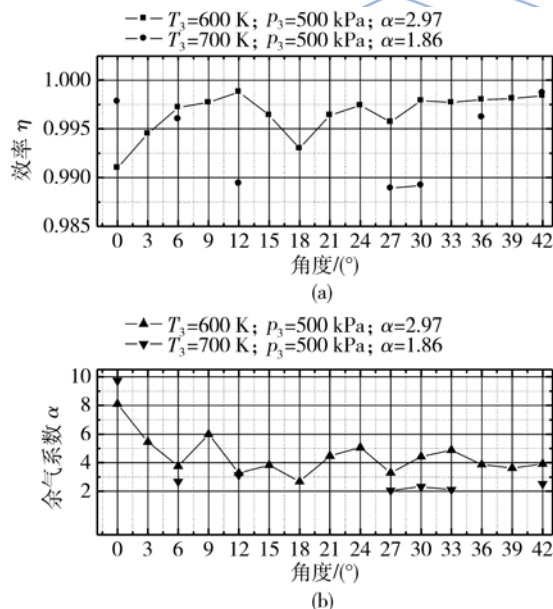


图5 燃烧效率及余气系数

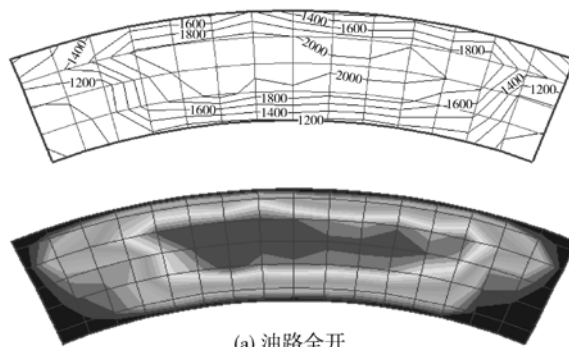
Fig. 5 Combustion efficiency and excess air coefficient

燃烧室出口燃烧效率随角度变化不大,且都在 98.5% 以上。进口温度 600 K 时, $\alpha=3$ 时和常规燃烧室试验件比较,效率相当;而 $\alpha=2$ 时的燃烧效率则明显高于原型试验件。常规试验件总体

上在余气系数小于 3 时,燃烧效率随余气系数的减小而急剧下降,而多点喷射燃烧室燃烧效率没有明显下降。常规试验件在相同状态下,提高进口温度燃烧效率约提高 1~2 个百分点,而多点喷射燃烧在进口温度由 600 K 提高到 700 K 时,燃烧效率并没有提高。以上两点都是因为多点喷射燃烧燃油喷射均匀,燃油蒸发均匀,燃油浓度场趋于均匀,效率始终较高,进口温度对燃烧效率的作用大大降低。

2.2 温度场调整验证试验

温度场调试试验是燃烧室调试中最复杂和费时的工作,本试验主要是验证控制出口温度场的可能性及可靠性。通过改变头部部分喷射点的供油方式(主要是控制喷射点燃油喷嘴供油开关的通断来实现)进行了燃烧室出口温度分布调整试验,保证测量控制精度的情况下,油路全开和依次关闭如图 2 中所示的第(8),(8,7),(8,7,5),(8,7,5,4)路燃油的情况下,分别录取了燃烧室出口温度,分布如图 6 所示。所关闭喷射点对应的燃烧室出口位置温度明显降低;关闭(8,7)喷射后,低温区面积逐渐增大;关闭(8,7,5)后低温区面积进一步增大,温度场被分割出现两个热区;关闭(8,7,5,4)后燃烧室出口喷射点相应的区域温度降低,先前出现的两个热区面积进一步减小,低温区面积更大。热点位置随热区相应的变化,但热点的温度值变化不明显。通过上面的对比可以得出随着多点头部燃油供应方案的改变,相应喷嘴区位置的燃烧室出口温度明显降低,即通过控制各喷射点的通断,能有效改变头部燃油的浓度场分布,从而达到头部喷射点调整燃烧室出口温度场分布的目的。头部不供油点所对应燃烧室出口一定区域的温度变低说明燃油喷射点的分布布置可有效调节出口温度场分布。



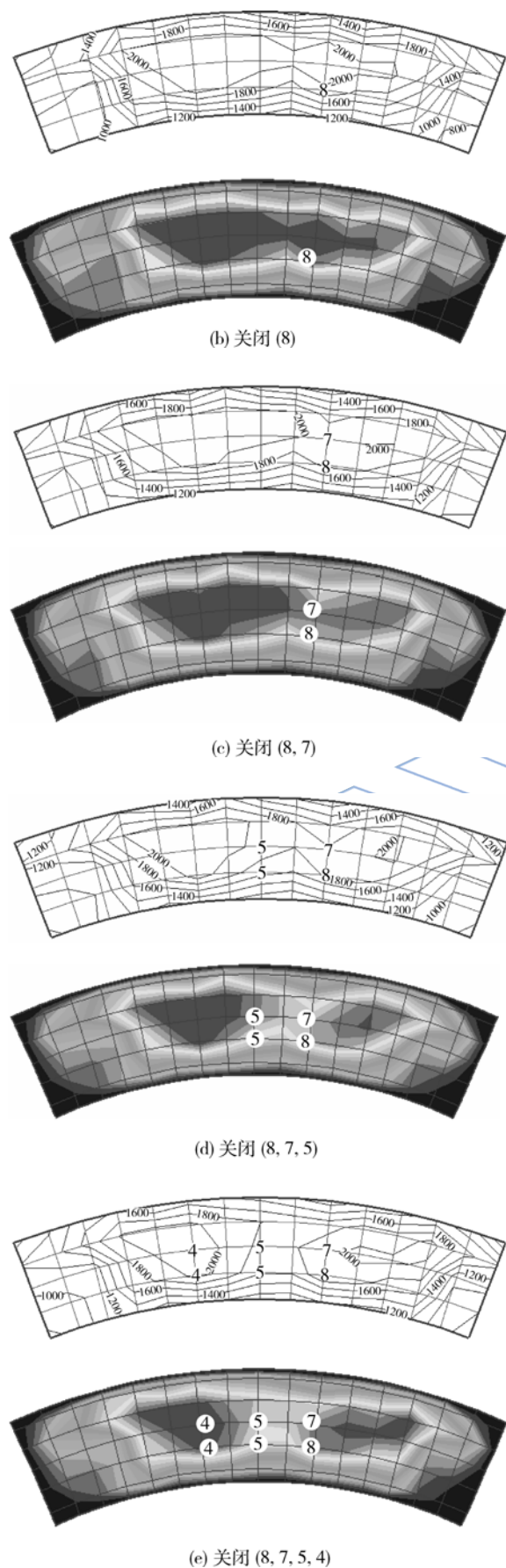


图 6 出口温度场(单位:K)

Fig. 6 Outlet temperature field (unit:K)

3 结 论

本文运用试验的方法对多点喷射扇形燃烧室主动调整燃烧室出口温度场技术的可能性进行了初步研究,并与常规的燃烧室的燃烧效率进行了比较,结果表明多点喷射扇形燃烧室的燃烧效率并没有下降,甚至有所提高,多点喷射扇形燃烧室的燃烧技术不会影响燃烧效率,对头部喷射点的控制能够影响扇形燃烧室出口一定区域的温度,从而达到控制扇形燃烧室出口温度场的目的.下一步工作将对多点喷射扇形燃烧室以及多点喷射环形燃烧室的温度场调整规律和精确控制温度场的方式方法做进一步的研究,发展相关的控制模型和方法.

参考文献:

- [1] Koutsenko I G, Onegin S P, Sipatov A M. Application of CFD-based analysis technique for design and optimization of gas turbine combustors[R]. ASME Paper GT2004-53398, 2004.
- [2] Tacina R, Wey C, Laing P, et al. Sector tests of a low NO_x lean direct injection multipoint integrated module combustor concept[R]. ASME Paper GT2002-30089, 2002.
- [3] Tacina R, Wey C. A low NO_x lean-direct injection, multipoint integrated module combustor concept for advanced aircraft gas turbines[R]. NASA// TM-2002-211347, 2002.
- [4] Cai J, Jeng S M, Tacina R. Multi-swirler aerodynamics: comparison of different configuration[R]. ASME Paper GT2002-30466, 2002.
- [5] Iannetti A, Tacina R, Jeng S M, et al. Towards accurate prediction of turbulent, three-dimensional, recirculating flows with the NCC[R]. AIAA-2001-0809, 2001.
- [6] Applenton J P, Heywood J B. The effects of imperfect fuel-air mixing in a burner on NO formation from nitrogen in the air and fuel I[C]// The 14th Symposium (International) on Combustion. Pennsylvania State University, PA USA: Elsevier, 1973:777-786.
- [7] Iannetti A, Tacina R, Jeng S M, et al. Multi-swirler aerodynamics: CFD predictions[R]. AIAA Paper 2001-3575, 2001.
- [8] Cai J, Jeng S M, Tacina R. Multi-swirler aerodynamics: experiment measurements[R]. AIAA Paper 2001-3754, 2001.
- [9] Yang S L, Siow Y K, Tacina R R, et al. Numerical simulation of LDI combustor with discrete-jet swirlers using Re stress model in the KIVE code[R]. Detroit, USA: Tenth International Multidimensional Engine Modeling User's Group Meeting, 2000.
- [10] 张群, 徐华胜, 钟华贵, 等. 多旋流器阵列贫油直喷燃烧室流场的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 484-487.
ZHANG Qun, XU Huasheng, ZHONG Huagui, et al. Numerical simulation of flow field in a multi-swirler array

- lean direct injection combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 483-487. (in Chinese)
- [11] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Washington DC USA: Taylor & Francis, 1998.
- [12] 刘凯, 张宝成, 蔡九菊, 等. 某重型燃气轮机燃烧室出口温度场试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 23-27.
LIU Kai, ZHANG Baocheng, CAI Jiuju, et al. Experiment study on outlet temperature field for combustor of heavy-duty gas turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 23-27. (in Chinese)
- [13] 彭云辉, 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 swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [14] 钟华贵, 吉洪湖, 李继保. 燃气分析测量高温燃气温度的方法[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 460-466.
ZHONG Huagui, JI Honghu, LI Jibao. Methods for gas temperature measure by gas analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 460-466. (in Chinese)