

进口流场畸变对回流燃烧室出口 温度分布的影响

梁志鹏, 林宇震, 许全宏, 张弛, 代威

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为研究回流燃烧室进口气流流场畸变对出口温度分布的影响,根据压气机出口速度分布对径向和周向畸变速度分布模拟器分别进行了设计,利用数值模拟方法验证了速度分布畸变符合设计要求,并且在三头部矩形回流模型燃烧室上进行出口温度分布试验验证。试验结果表明,进口气流径向畸变和周向畸变都会使出口温度分布不均匀,出口温度分布系数(OTDF)显著提高,且周向畸变时的影响更明显。从温度分布云图及平均径向温度分布系数(RTDF)曲线图可以看出,径向畸变和周向畸变均会使燃烧室出口截面上部产生锯齿状的温度波动并呈现周期性的变化趋势,更加不均匀。

关 键 词: 回流燃烧室; 流场畸变; 温度分布; 出口温度分布系数(OTDF);
径向温度分布系数(RTDF)

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of inlet velocity distortion on outlet temperature distribution of a reverse-flow combustor

LIANG Zhi-peng, LIN Yu-zhen, XU Quan-hong,
ZHANG Chi, DAI Wei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the effect of combustor inlet velocity distortion on the reverse-flow combustor outlet temperature distribution, the radial distortion and circumferential distortion plates were designed according to the compressor outlet velocity profile, and the distortion was validated by numerical simulation. And an experiment on the outlet temperature distribution of three sector rectangle model combustors was conducted. The results show that radial distortion and circumference distortion could cause uneven distribution of temperature and bring overall temperature distribution factor (OTDF) a significant increase, and the effect of circumference distortion seems greater. In addition, from the temperature contour and radial temperature distribution factor (RTDF) contour, the radial distortion and circumferential distortion will make the combustor outlet temperature a zig-zag fluctuation close to the inner wall, and present a cyclical trend, making outlet temperature distribution nonuniform.

Key words: reverse-flow combustor; velocity distortion; temperature distribution;

overall temperature distribution factor (OTDF);
radial temperature distribution factor (RTDF)

燃烧室是航空发动机中主要的热部件之一,它为涡轮提供高温燃气,其出口温度品质将直接影响涡轮性能和使用寿命^[1]. 因此在设计燃烧室时,既要限制出口温度的平均值,也要满足给定要求的温度分布^[2]. 燃烧室中影响出口温度分布的因素很多,为取得更均匀的出口温度分布,国内外学者进行了许多研究. 彭云晖等^[3],胡好生等^[4]采用改进燃烧室头部的方法获取更均匀的出口温度场. 另外,用数值模拟的方法预估出口温度分布,可以节省试验时间和经费,成为了许多学者的研究重点^[5-8]. 在国外有学者采用主动控制^[9]的方法,调整燃烧室出口的温度分布系数.

通常情况下,对燃烧室性能的验证实验是在进口流场均匀的条件下进行的. 但是在实际发动机内部,高性能压气机增压比不断增高,压气机负荷很大,出口空气流速高且不均匀. 在通过燃烧室前要通过最后一级静叶,出口流场上下环壁面附面层很厚,出口径向速度分布极不均匀,并且局部存在分离. 同时压气机最后一级静叶会导致尾迹产生,燃烧室进口气流在周向分布存在若干低速区,且不能在进入燃烧室之前消失,将影响扩压器^[10-11]和燃烧室的性能. 对于直流燃烧室,进口流场畸变对温度场存在影响,对平均径向温度分布系数影响明显^[12]. 此外,进口流场周向畸变后,燃烧室出口径向温度剖面最大值由距叶根 70% 移至 50% 处^[13]. 对于回流燃烧室,与直流燃烧室不同的是扩压器出口更靠近火焰筒的横向射流孔. 火焰筒的横向射流包括主燃孔射流和掺混孔射流,主要是为了强化燃烧过程和调整出口温度场^[14]. 国内外针对燃烧室横向射流展开了大量研究^[15-16],射流的掺混特性会对燃烧室出口温度分布造成很大影响.

一般来说,燃烧室进口流场指的是燃烧室进口气流的速度(或总压)以及空气密流(单位面积上的流量)沿周向和径向的分布情况. 实际上,这种分布是不均匀的,主要有周向分布不均和径向分布不均两种情况^[17]. 周向上的分布不均匀主要有压气机工作及叶片尾迹的影响、流路的影响、进口畸变的影响,周向分布不均的速度是正弦型的;径向分布不均是由于气流的附面层、压气机叶片在叶尖和叶根处的漏气等造成,径向分布不均匀主要形式为径向抛物线型. 进气畸变对燃烧室内

流动造成许多不利影响. 首先,引起火焰筒内、外环的空气流量分配以及火焰筒内的流态发生变化;并且与均匀进口流场的扩压器相比较,进口不均匀流场下扩压器的总压损失增大,扩压器的有效性(静压恢复系数与理想静压恢复系数之比)降低. 不仅如此,由于内外环的空气流量分配有了变化,周向有局部低速区,减少部分冷却气膜流量,这样会引起火焰筒局部过热;还会使燃烧室总压损失增大;引起出口温度径向分布曲线相应地变化,引起周向温度波动.

本文将设计两种畸变孔板,模拟压气机后的流动情况,并在三头部模型回流燃烧室中进行试验,测量出口温度分布,并且与无畸变情况进行对比分析,考察周向及径向不均匀因素的独立影响.

1 试验方案设计

径向畸变的速度分布是上高下底型的,为简化起见可采用抛物线分布型来描述

$$V = V_{\max} \left[1 - \left(\frac{r - r_0}{h_{1/2}} \right)^2 \right] \quad (1)$$

式中 $V_{\max}$ 是中心最大速度, r_0 是通道中心半径, $h_{1/2}$ 是通道高度的一半.

周向畸变的速度分布可采用正弦分布型来描述

$$V = V_0 [a + \sin(n\theta)] \quad (2)$$

当径向畸变和周向畸变同时影响时,可以假设两者作用相当,可描述为

$$V = V_0 [a + \sin(n\theta)] \left[1 - \left(\frac{r - r_0}{h_{1/2}} \right)^2 \right] \quad (3)$$

但是为了简化试验分析模型,将径向畸变和周向畸变分别进行实验,分析其对回流燃烧室出口温度分布的影响.

无畸变方案为回流燃烧室扩压器通道不安装任何畸变挡板,矩形扩压器试验件的宽度为 214 mm,高度为 10 mm,尺寸及模型如图 1 所示. 径向畸变方案将在回流燃烧室扩压器通道安装畸变孔板,开孔为梯形孔,每头部周向畸变周期为 5.5,对应三头部展向畸变长度 12.6 mm,三头部矩形燃烧室共有 17 个畸变周期,梯形孔宽边为 9 mm,窄边为 5 mm,宽度为 11 mm,使之得到要求左高右低的速度分布型. 孔板开孔规律及安装位置如图 2 所示. 周向畸变方案将在回流燃烧室扩压器

通道安装畸变孔板,开孔为横向梯形孔,每头部周向畸变周期为 5.5,对应三头部展向畸变长度 12.6 mm,三头部矩形燃烧室共有 17 个畸变周期,梯形孔宽边为 9 mm,窄边为 5 mm,宽度为 11 mm,使之得到要求左高右低的速度分布型.孔板开孔规律及安装位置如图 3 所示.

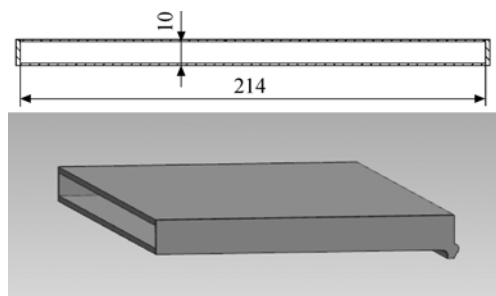


图 1 无畸变扩压器尺寸模型图(单位:mm)

Fig. 1 Diffuser model without distortion (unit:mm)

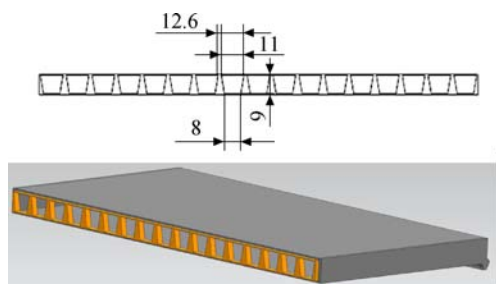


图 2 径向畸变的孔板开孔示意图(单位:mm)

Fig. 2 Diffuser model with radial distortion (unit:mm)

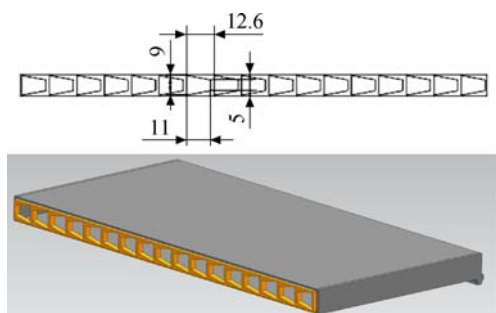


图 3 周向畸变的孔板开孔示意图(单位:mm)

Fig. 3 Diffuser model with circumferential distortion (unit:mm)

畸变孔板的设计是根据压气机的出口导向叶片结构确定的.为取得良好的模拟效果,将使用数值模拟来确定畸变孔板的最佳安装轴向位置.

2 进口速度场数值模拟

本数值模拟目的在于模拟径向和周向进气畸变方式对扩压器下游及燃烧室进口速度分布的影响.

数值模拟建立在与三头部模型燃烧室试验件相同的扩压器通道中,取 3 个畸变周期,分别对径向进气畸变和周向进气畸变方案进行模拟,非结构化网格数约为 314 万.使用计算流体力学(CFD)商用软件 FLUENT 进行数值模拟,使用理想气体,采用流动方程、湍流方程(标准 $k-\epsilon$ 模型)和能量方程.

图 4、图 5 是 CFD 冷态流场模拟结果.扩压器壁面为固壁,由于附面层的吸附作用使得靠近壁面的气流速度略低,由于径向畸变孔板的作用,使得通道内的气流速度基本为上高下低型.

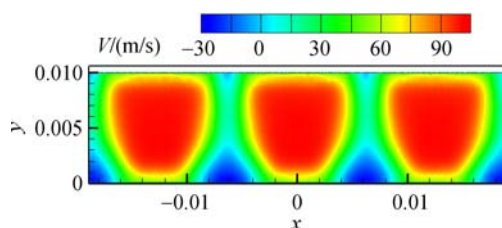


图 4 径向畸变距畸变孔板 5 mm 处速度分布云图

Fig. 4 Velocity profile away from radial distortion plate at a axial distance of 5 mm

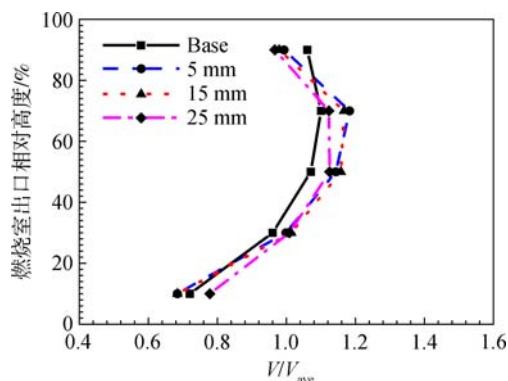


图 5 径向畸变下游沿程各截面的轴向速度分布曲线

Fig. 5 Velocity distribution in downstream cross-section of radial distortion scheme

图 6、图 7 为周向畸变下流场模拟结果.扩压器壁面为固壁,由于附面层作用使得靠近壁面的气流速度略低,周向畸变孔板使得通道左侧速度高、右侧速度低,通道内的气流速度基本为左高右低型.比较各沿程截面的轴向速度分布型,当畸变孔板距离扩压器出口 5 mm 时,速度分布型与要求的分布型较吻合,并且通过径向畸变的数值模拟发现,在 5 mm 处径向平均速度分布的差异也可以接受.因此,试验时将畸变孔板安装在扩压器出口上游 5 mm 处.

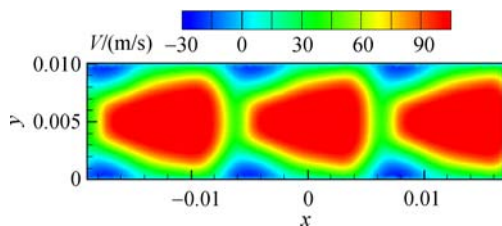


图6 周向畸变方案距畸变孔板5 mm处速度分布云图

Fig. 6 Velocity profile away from circumferential distortion plate at a axial distance of 5 mm

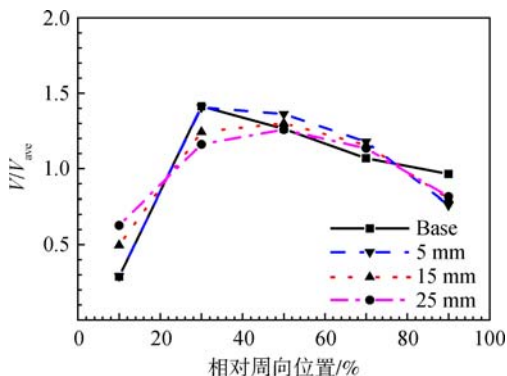


图7 周向畸变下游沿程各截面的轴向速度分布曲线

Fig. 7 Velocity distribution in downstream cross-section of circumferential distortion scheme

Stevens 等^[18]曾经使用相似的畸变孔板形成出口速度畸变,其得到的结果与 CFD 计算所得出的结果相似,因此使用 CFD 计算近畸变孔板所得出的结果是可以接受的。

3 出口温度分布试验系统

试验系统如图 8 所示。气路由高压气罐,调节阀,流量计,换热器组成。油路由高压气罐中的高压气充入油罐,将油罐中的煤油加压流入喷嘴。测量段由采样杆头、冷却装置组成。试验段主要由水冷套,试验件,点火器,喷嘴等部件组成。后测量段由测温靶,电动机,移动轴组成。开始试验时,首先换热器点火,通过换热给高压空气加温,到达目标温度后打开高压气,开到给定流量,主燃烧室点火,调整油阀到规定油气比,开始进行测温。测温靶在每个测温点停留并等待温度示数稳定,保证取得足够有效数据,再移动到下一个测温位置。

试验在两种工作状况下分别完成,试验参数如表 1 所示,分别模拟燃烧室大功率状态和小功率状态,查看不同工作状态下,进气畸变对燃烧室出口温度分布的影响。

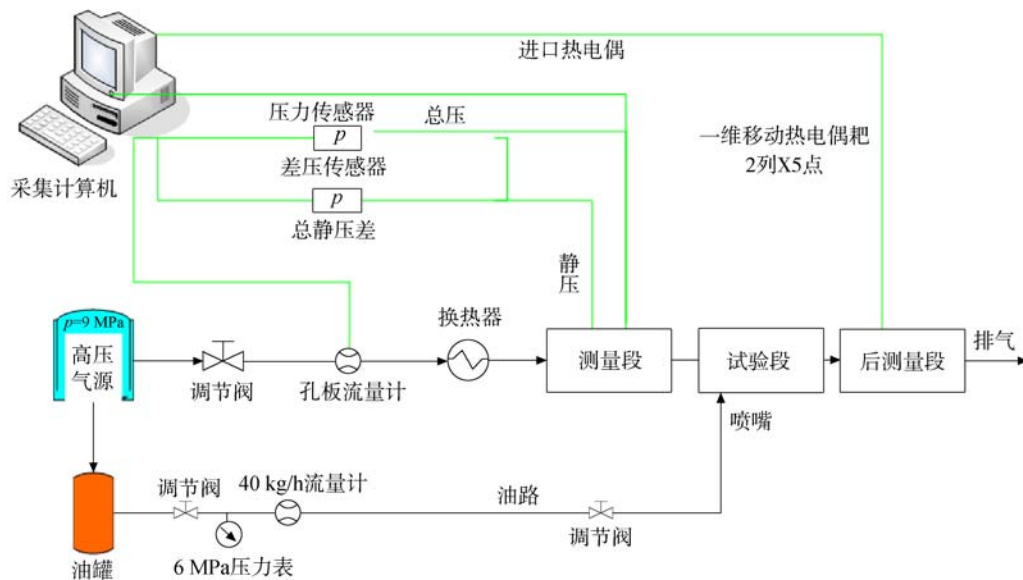


图8 出口温度分布试验系统图

Fig. 8 Outlet temperature distribution test system diagram

表1 出口温度分布试验参数

Table 1 Outlet temperature distribution test parameters

进口压力/ MPa	进口 温度/K	空气流量/ (kg/s)	燃烧室 压降/%	温升/K
0.3	450	0.27	3	870
0.3	450	0.27	3	570

模型燃烧室如图 9 所示。畸变孔板安装在距出口上游 5 mm 处。燃烧室出口坐标的划分和测点的位置如图 10 所示,燃烧室出口通道高度 24 mm,通道宽度 222 mm,测点密度 7.3 个/cm²,比较 3 种方案的温度分布指标。

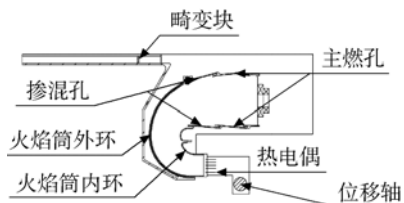


图9 三头部矩形回流模型燃烧室结构示意图

Fig. 9 Three dome rectangular reverse-flow combustor schematic



图10 燃烧室出口坐标和测点的位置

Fig. 10 Combustor exit position coordinates and measuring point

目前常用的温度分布指标有出口温度分布系数和平均径向温度分布系数。出口温度分布系数(OTDF, 记为 F_{otd}): 指的是燃烧室出口温度分布中任意一点温度最大值 T_{4max} 超出平均值的量与温升之比。

$$F_{otd} = \frac{T_{4max} - T_{4ave}}{T_{4ave} - T_{3ave}} \quad (4)$$

式中 T_{4ave} 为燃烧室出口温度的平均值, T_{3ave} 为燃烧室进口平均温度。

平均径向温度分布系数(RTDF, 记为 F_{rtd}): 燃烧室出口平均温度, 沿周向平均, 与出口燃气平均温度之差与进出口燃气平均温度之比, 用于对涡轮寿命影响的一般性评估。

$$F_{rtd} = \frac{T_{4ave} - T_{4ave}}{T_{4ave} - T_{3ave}} \quad (5)$$

因为通过比较各方案在燃烧室大功率状态时的热点指标及平均径向温度分布系数来作为衡量出口温度分布品质的标准。

4 试验结果与分析

根据实验数据绘制出口温度分布云图, 图11~图14分别是燃烧室大功率状态扩压器无畸变、径向畸变和周向畸变状态下的出口温度分布对比和平均径向温度分布系数的对比。图15~图18分别是燃烧室小功率状态的出口温度分布和平均径向温度分布系数图。表2对比了各方案的出口温度分布系数。在模拟设计点工况, 燃烧温度

高, 出口平均温度达到 1320 K。从出口温度云图上看, 由于进气畸变, 此时燃烧室出口上部温度出现锯齿状温度波动, 而且呈现出周期性变化趋势。

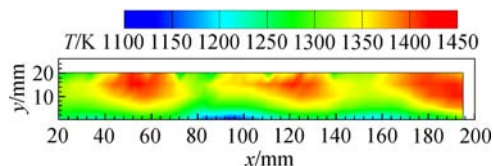


图11 大功率状态扩压器无畸变燃烧室出口温度云图

Fig. 11 Combustor outlet temperature contours of no distortion scheme at high-power status

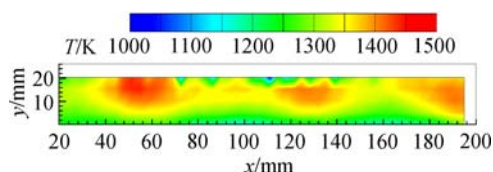


图12 大功率状态扩压器径向畸变燃烧室出口温度云图

Fig. 12 Combustor outlet temperature contours of radial distortion scheme at high-power status

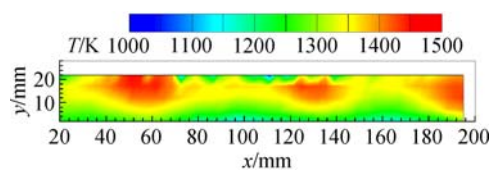


图13 大功率状态扩压器周向畸变燃烧室出口温度云图

Fig. 13 Combustor outlet temperature contours of circumferential distortion scheme at high-power status

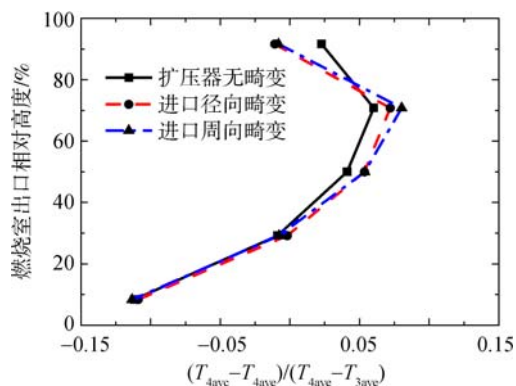


图14 大功率状态扩压器无畸变、径向畸变、周向畸变出口平均径向温度分布系数

Fig. 14 RTDF of no distortion, radial distortion and circumferential distortion scheme at high-power status

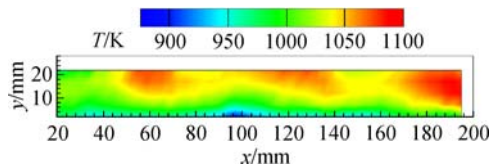


图15 小功率状态扩压器无畸变燃烧室出口温度云图

Fig. 15 Combustor outlet temperature contours of no distortion scheme at low-power status

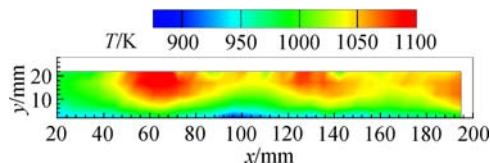


图16 小功率状态扩压器径向畸变燃烧室出口温度云图

Fig. 16 Combustor outlet temperature contours of radial distortion scheme at low-power status

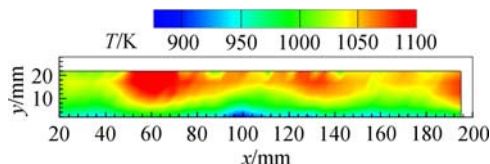


图17 小功率状态扩压器周向畸变燃烧室出口温度云图

Fig. 17 Combustor outlet temperature contours of circumferential distortion scheme at low-power status

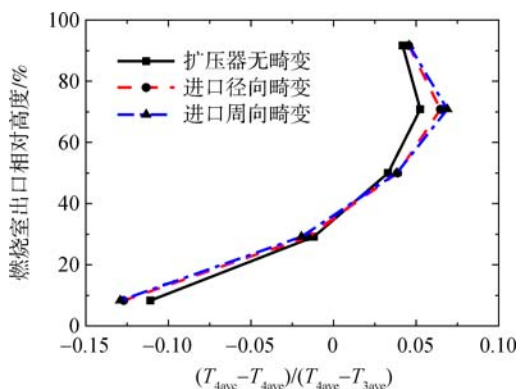


图18 小功率状态扩压器无畸变、径向畸变、轴向畸变出口平均径向温度分布系数

Fig. 18 RTDF of no distortion, radial distortion and circumferential distortion scheme at low-power status

从平均径向温度分布系数(RTDF)来看,在矩形出口上部平均温度有所下降,而出口的最高温度上升,出口温度不均匀程度加剧.而在小功率状态,矩形出口上部温度的锯齿状波动仍然出现,

同时出口最高温度提高,不均匀程度增加.但是比较来看,在小功率状态状态,出口温度分布受到进气畸变的影响较模拟设计点小,可能是由于温升较低,主流燃气与掺混空气温度差距不太大,掺混程度较好.

表2 不同进口流场的出口温度分布系数对比

Table 2 OTDF of different inlet velocity profile

方案	基准	径向畸变	周向畸变
小功率状态	0.115	0.139	0.153
大功率状态	0.114	0.148	0.156

从结果来看,燃烧室进口流场畸变对出口温度分布的影响主要在出口上部.由于回流燃烧室的结构特性,燃烧室进口流场畸变更多影响外环的掺混气流.已有的研究表明,当掺混冷气从外环的掺混孔进入主流时,为使气流通过弯段,存在向内的径向速度分量,并且受到压力梯度的影响,掺混气流贴向内侧壁面^[19].因此当燃烧室进口出现流场畸变时,掺混射流首先受到影响,不均匀性反映在出口温度的锯齿状温度波动上,并且影响掺混效果,使出口温度分布的均匀性变差,出口温度分布系数增加.

5 结 论

采用进口畸变孔板产生畸变的回流燃烧室进口流场,通过出口温度分布试验研究了进口流场畸变对回流燃烧室出口温度分布的影响,得到如下结论:

进口流场径向畸变和周向畸变会影响燃烧室的射流掺混效果,使出口温度场的不均匀性增加.而进气畸变主要影响燃烧室出口上部的温度分布,使其产生锯齿状波动,并且具有周期性.在温升更高的大功率状态下,进气流场畸变对燃烧室出口温度分布的影响更大,出口温度场不均匀性恶化.

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1998.
- [2] 胡正义. 航空发动机设计手册: 第九册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [3] 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 swirler

- combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 吴超, 徐让书, 蒲宁, 等. 某型航空发动机燃烧室出口温度场数值模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2009, 26(2): 1-4. WU Chao, XU Rangshu, PU Ning, et al. Numerical simulation of an aero-engine combustor exit temperature field[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2009, 26(2): 1-4. (in Chinese)
- [6] 丁国玉, 何小民, 金义, 等. 主燃区出口特征影响出口温度场性能的数值研究[J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 17-21. DING Guoyu, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Influence of primary zone outlet feature on combustor outlet temperature field[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 17-21. (in Chinese)
- [7] Crocker D S, Smith C E. Numerical investigation of angled dilution jets in reverse flow gas turbine combustors[R]. AIAA-94-2711, 1994.
- [8] Martino P D, Cinque G, Colantuoni S, et al. Experimental and computational results from an advanced reverse-flow gas turbine combustor[R]. AIAA-95-2999, 1995.
- [9] McManus K, Lo E. Adaptive closed-loop system for control of combustor pattern factor[R]. AIAA 96-0843, 1996.
- [10] Sanal Kumar V R, Abhijit M, Khan Y, et al. Studies on dump diffusers for modern aircraft engines[R]. AIAA 2007-5161, 2007.
- [11] Barker A G, Carrotte J F. Influence of compressor exit conditions on combustor annular diffusers; Part II flow redistribution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 687-694.
- [12] 杨锐. 进口流场畸变对燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机, 1994(3): 28-33.
- [13] 顾铭企. 燃烧室进口流场畸变对出口温度场品质影响的试验研究[J]. 航空发动机, 1994(2): 1-11.
- [14] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [15] Holdman J D, Srinivasan R, Berenfeld A. Experiments in dilution jet mixing[J]. AIAA Journal, 1984, 22(10): 1436-1443.
- [16] Stevens S J, Carrotee J F. Experiment studies of combustor dilution zone aerodynamics[R]. AIAA-88-3274, 1988.
- [17] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [18] Stevens S J, Nayak U S L, Preston J F, et al. Influence of compressor exit conditions on diffuser performance[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(8): 482-488.
- [19] Riddlebaugh S M, Lipshitz A, Greber I. Dilution jet behavior in the turn section of a reverse flow combustor[R]. AIAA-82-0192, 1982.

(编辑: 秦理曼)