

PIV 技术在 3 通道扩压器试验中的应用

赵 鹏, 张玉光, 张宝华

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了验证 PIV 技术在新型扩压器性能试验中的应用前景, 开展了基于 PIV 技术的燃烧室 3 通道扩压器试验。对不同前置扩压器与不同头部帽罩的流场特征进行分析, 得到了关键参数对扩压器内流场分布和压力损失特性的影响。试验结果表明: 使用 PIV 技术能较好地得到扩压器的内流场特征, 并反映出 3 通道扩压器具有较好的流场稳定性, 在 $L_m/L_e=0.7, L_i/L_e=L_o/L_e=0.6, L_c/L_e=1.82$ 时扩压器性能最佳。该技术为先进扩压器的结构优化提供试验依据。

关键词: 燃烧室; 3 通道扩压器; 冷态流场; 非接触式瞬态流场; 测试技术; 航空发动机

中图分类号: V232.2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.03.013

The Application of PIV Technology in three Channels Diffuser Experiment

Zhao Peng, Zhang Yu-Guang, Zhang Bao-Hua

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to verify the application prospect of PIV technology on new type diffuser performance test, three-channel combustor diffuser test based on PIV technology was studied. Through analyzing the flow field characteristics of different front diffuser and different head caps, influence of key parameters on the distribution of flow field and pressure loss characteristics of diffuser was obtained. The results show that the internal flow field characteristics of diffuser can be obtained preferably by using PIV technology, and can reflect the three-channel diffuser has better flow field stability. When $L_m/L_e=0.7, L_i/L_e=L_o/L_e=0.6, L_c/L_e=1.82$, the performance of diffuser is optimum. This technology provides experimental basis for the structure optimization of advanced diffuser.

Key words: combustor; three channels diffuser; cold-flow field; PIV

0 引言

扩压器是燃烧室的重要部件之一, 近年来随着高推重比航空发动机的研制, 高效的燃烧室扩压器技术备受关注。随着燃烧室进口马赫数的不断提高, 燃烧组织方式的改变, 头部进气量的增大, 对扩压器设计提出了新的要求^[1-2]。3 通道扩压器可以看作是短突扩压器的发展, 前置扩压段内设有 2 个分流楔板是其主要结构特征。该类型扩压器不仅缩短了结构长度, 减小了突扩损失, 而且可有效减少前置扩压器的流动分离, 目前 GP7200、GENx 及 F136 发动机燃烧室均已采用 3 通道扩压器。但国内对此研究甚少^[3-5]。

近年来, 非接触式瞬态流场测试 (Particle Image

Velocimetry, PIV) 技术已大量应用于燃烧室内冷态流场试验以及热态燃烧试验之中, 不同于常规试验测量中所使用的总压探针、总温探针和壁面静压等手段, 该技术有效解决了常规试验中单点测量以及探针对流场的干扰问题, 尤其在新型扩压器及燃烧室的试验探究中起到了至关重要的作用。早期 Fishenden 和 Steven 研究了突扩扩压器在较大范围内的性能参数, 分析了前置扩压器几何形状的影响^[6]; A. Panduranga Reddy 等利用 PIV 技术研究了突扩燃烧室内的流场特性, 针对旋流的特性对不同区域流场进行分析^[7]; 李昊等利用 PIV 技术对 2 种不同突扩比燃烧室的冷态流场进行试验分析, 研究表明突扩比的改变对燃烧室突扩面后的流场结构影响很小^[8]; Prakash 等研究了不

收稿日期: 2017-09-03 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 赵鹏 (1976), 男, 硕士, 高级工程师, 从事航空发动机燃烧试验研究工作; E-mail: zhangyuguang64@126.com。

引用格式: 赵鹏, 张玉光, 张宝华. PIV 技术在三通道扩压器试验中的应用[J]. 航空发动机, 2018, 44(3): 76-80. ZHAO Peng, ZHANG Yuguang, ZHANG Baohua. The application of PIV technology in three channels diffuser experiment[J]. Aeroengine, 2018, 44(3): 76-80.

同的燃烧室形状对扩压器性能的影响,试验获得了扩压器壁面静压^[9];赵坚行、何小民等论述了扩压器数值模拟的方法,并测量了扩压器的压力特性^[10-11]。

目前,国外已经将 PIV 技术大量应用于扩压器及燃烧室内流场分析中,得到各类扩压器的性能数据,但国内较少针对 3 通道扩压器等先进扩压器开展 PIV 技术的试验研究。本文基于 3 通道扩压器的 2 元试验件,利用 PIV 技术开展扩压器内冷态流场试验,观察并记录每个状态点扩压器内流场详细信息。

1 试验件及测试装置

1.1 试验试件

该 2 元多通道扩压器试验试件主要由前置扩压器和火焰筒头部帽罩模型 2 部分组成,而前置扩压器由扩压器通道与分流楔板组成,如图 1 所示,图中入口、间隙、内部、中部和外部尺寸分别由 L_e 、 L_c 、 L_i 、 L_m 、 L_o 表示。根据国内外研究资料以及前期大量的计算工作,最终确定 3 种前置扩压器方案和 4 种头部帽罩方案,本文通过 PIV 技术研究不同前置扩压器与头部帽罩组合下的流场特性,优选出最佳组合方案。前置扩压器依据出口高度的不同分为前置扩压器 A、B、C,而头部帽罩依据突扩间隙的不同分为头部帽罩 A、B、C、D,以上 7 种部件的关键尺寸与扩压器入口尺寸的比值见表 1。试验试件上设置光学通路和相机采集观察窗,可对图 1 中“ L_c ”区域(即前置扩压器出口)进行 2 维流场测量。此外,在扩压器试验件的进、出口处安装必要的压力采集接口,用来监视试验状态与分析 PIV 结果。

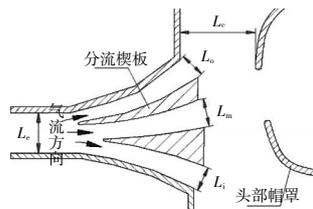


图 1 2元3通道扩压器结构剖面

表 1 不同部件关键尺寸参数

试验部件名称	L_o/L_e	L_m/L_e	L_i/L_e	L_c/L_e
前置扩压器 A	0.6	0.7	0.6	-
前置扩压器 B	0.55	0.60	0.55	-
前置扩压器 C	0.5	0.55	0.5	-
头部帽罩 A	-	-	-	1.82
头部帽罩 B	-	-	-	1.64
头部帽罩 C	-	-	-	2.01
头部帽罩 D	-	-	-	2.19

1.2 PIV 系统

PIV 技术是在流场显示基础上利用不断高速发展的计算机图像处理技术对流场显示进行定量化测量,从而实现对流场的瞬态测量。PIV 技术在本质上是图像分析技术的 1 种,采用时间间隔很短的 2 个脉冲光源照亮所需要测量的流场,利用 CCD 将所照明的流场中的示踪介质记录下来,利用计算机进行图像处理得到速度场的信息^[12-13]。

本文采用的 PIV 系统是 TSI 公司的最新图像处理技术、CCD 技术以及 PowerView 技术,其主要由照明光源、图像采集以及数据后处理等系统组成,结构如图 2 所示。照明光源系统包括 1 台双脉冲 YAG 激光器、片光光学元件、光束调节镜组与同步控制器,图像采集系统最小帧间隔约为 800 ns,频率可达 15 fps,其分辨率为 2048 × 2048 pixel,可保证在所有模式下的灰度都为 12 位,运行模式有 Free Run/ Triggered Exposure/ Frame Straddle 3 种可供选择。后处理系统主要由 INSIGHT-NT 分析软件与 TECPLOT 数据可视化软件组成,该系统有自相关、互相关、空间分辨率超细化分析、可适性算法与高速显示等诸多算法,支持并行处理,支持基于 Intel 和 Alpha 处理器的工作站。要增加询问域额的测量精度时,该系统有 4 种办法来增强相关的峰值:利用软件包内的图像处理程序提高图像质量;灵活地增加询问域的尺寸,或对各矢量自动调整以优化空间分辨率和测量精度;询问域可以为正方形或长方形以补偿高速度梯度;图像像素可以为正方形或长方形,以适应不同的 CCD。

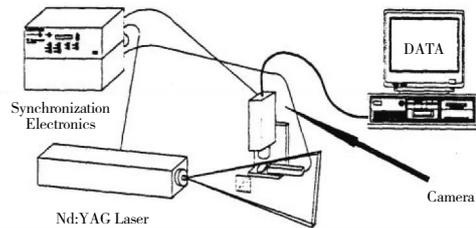


图 2 PIV 系统结构

2 试验方案

2.1 试验设备

试验在中国航发沈阳发动机研究所试验器上进行。试验器能力如下:设计空气压力为 4.0 MPa,空气温度为 20 ~ 600 °C,空气流量为 0.1 ~ 12 kg/s。设备原理如图 3 所示。

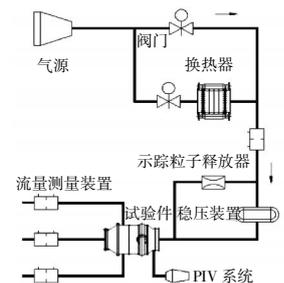


图 3 试验设备原理

试验设备由进排气系统、冷却水系统、PIV 系统、电气及控制等系统组成。试验时对试验件进、出口的压力、温度与空气流量数据进行采集。

2.2 示踪粒子投放

示踪粒子的投放是 PIV 过程中的重要步骤,粒子的浓度和均匀度起着决定性作用。浓度太高会影响流场,浓度太低又会降低测量的信噪比,无法获得有效速度场;示踪粒子的均匀性比较难控制,在本试验中试验件为多通道扩压器,该特殊结构会使流场产生多处回流区,且壁面处会产生较大的速度梯度,同样会给图像采集带来困难^[14-15]。

基于以上论述,本文设计了 1 种流化床式粒子释放器,气体从该发生器底部进入,使示踪粒子流化,再通过顶部的孔口排入管道,结构如图 4 所示。通过控制粒子释放器的压力来调整粒子释放浓度,并在每个试验状态的间歇加大试验件进气量,以便吹扫滞留在试验件壁面的示踪粒子。

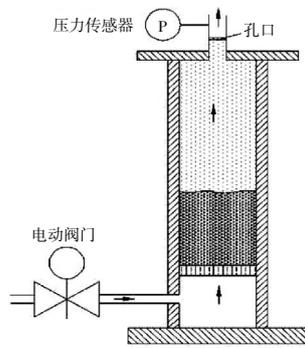


图 4 PIV 粒子释放器结构

2.3 PIV 试验误差分析

本次试验进行测量不确定度分析。根据 PIV 的测量原理,流场速度测量公式为

$$\mu = \alpha \cdot \frac{\Delta X}{\Delta t} + \delta\mu \quad (1)$$

式中: α 为放大比例; ΔX 为像素位移; Δt 为时间间隔; $\delta\mu$ 为 3 维速度所引起的测量误差。

不确定度分析见表 2.3。表中 $\mu(X_i)$ 为标准不确定度; c_i 为灵敏度系数; μ_c 为合成不确定度。计算合成不确定度主要依据标准不确定度与灵敏度系数的乘积来计算,首先根据误差源确定 $\mu(X_i)$ 值,再将标准不确定度与灵敏度系数相乘并合成得到初始 μ_c ,通过 $C_i \cdot \mu_c$ 的结果合成最终的误差。具体取测试区域为 $150 \times 40 \text{ mm}^2$,相同流速为 50 m/s ,参考点距离为 40 mm ,参考图像距离为 498 pixel ,放大系数 $\alpha=0.0803 \text{ mm/pixel}$,时间间隔 $\Delta t=0.01 \text{ ms}$,目标点距离为 500 mm , $\Delta X=16 \text{ pixel}$ 。依据以上数据在试验设备手册中对误差系数进行选取。

2.4 试验项目

为了满足未来先进结构扩压器对试验技术的需

表 2 不确定度分析 1

参数	误差源	$\mu(X_i)$	单位	c_i	单位	$c_i \times \mu(X_i)$	μ_c
$\alpha / (\text{mm/pixel})$	参考图像	0.7	pixel	1.61×10^{-4}	mm/pixel2	1.13×10^{-4}	0.00044
	物质点距离	0.02	mm	2.01×10^{-3}	1/pixel	4.02×10^{-5}	
	镜头	2.5	pixel	1.61×10^{-4}	mm/pixel2	4.02×10^{-4}	
	板位	0.5	mm	1.61×10^{-4}	1/pixel	8.03×10^{-5}	
	平行板	0.035	rad	0.003	mm/pixel	9.84×10^{-5}	
$\Delta X / (\text{pixel})$	激光功率波动	0.0071	mm	12.45	pixel/mm	8.84×10^{-2}	0.240
	CCD 的图像失真	0.0056	pixel	0.316		1.77×10^{-3}	
	正常视角	0.035	rad	0.003	mm/pixel	9.84×10^{-5}	
	不匹配错误	0.2	pixel	1.0		0.2	
	混合图像源分析	0.1	pixel	1.0		0.1	
$\Delta t / \text{s}$	延迟发生	2×10^{-9}	s	1.0		2×10^{-9}	5.39×10^{-9}
	脉冲时间	5×10^{-9}	s	1.0		5×10^{-9}	
$\delta\mu / (\text{mm/s})$	粒子轨道	0.05	mm/s	1.0		0.05	75.568
	3D 作用	75.57	mm/s	1.0		75.57	

表 3 不确定度分析 2

参数	误差源	$\mu(X_i)$	单位	c_i	单位	$c_i \times \mu(X_i)$
α	放大系数	0.00044	mm/pixel	1.6×10^6	pixel/s	700.68
ΔX	图像距离	0.240	pixel	8030.0	mm/pixel/s	1930.9
Δt	图像间隔	5.39×10^{-9}	s	1.2848×10^8	mm/s2	6.92×10^{-1}
$\delta\mu$	实测	75.568	mm/s	1.0		75.56763
Combined uncertainty $u_u = 2.1 \text{ m/s}$						

求,在常规流阻、流量分配试验的基础上,将非接触测试技术有针对性地应用于扩压器内流场分析,以得到扩压器特性试验参数,并拓展扩压器试验技术,形成整套技术标准流程。

针对前置扩压器在同一马赫数、不同流量分配下的流场特性,设计了几种工况记为 A 组试验,见表 4。对于头部帽罩,研究其在不同马赫数下流场的特性,同样设计了几种工况记为 B 组试验,见表 5。应用 PIV 技术,观察并记录每个状态点扩压器内流场详细信息,包括速度的大小和方向、气流分离、漩涡等特征,经过 Insight 软件处理,得到流场云图。

表 4 A 组试验状态

进口马赫数	出口空气流量分配比例			
	序号	外	中	内
0.29	1	0.290	0.365	0.345
	2	0.270	0.365	0.365
	3	0.310	0.365	0.325
	4	0.277	0.405	0.318

表 5 B 组试验状态

序号	进口马赫数	出口空气流量分配比例		
1	0.21			
2	0.25			
3	0.29	0.290	0.365	0.345
4	0.33			
5	0.37			

3 试验结果及分析

选取头部帽罩 A 作为基准结构, 分别对前置扩压器 A、B、C 在同一进口马赫数、不同出口流量分配下, 采集流场信息, 结果如图 5~7 所示。每幅图中从左到右 4 个流场云图分别对应表 4 中序号 1~4 的出口流量分配比例状态。

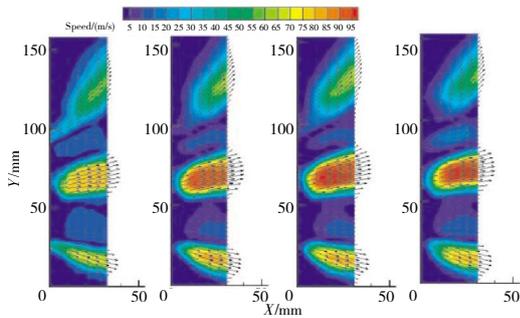


图 5 前置扩压器 A 在不同出口流量分配比例下的 2 维流场

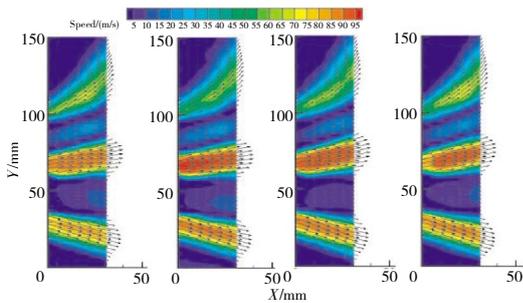


图 6 前置扩压器 B 在不同出口流量分配比例下的 2 维流场

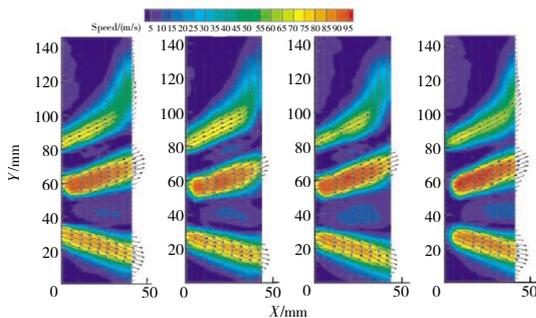


图 7 前置扩压器 C 在不同出口流量分配比例下的 2 维流场

对比这 3 个前置扩压器出口流场云图发现, 中心射流的速度明显要高于内、外环射流速度, 外环射流速度最小, 且扩压器 B、C 的前置扩压器内、外环出口流速明显高于扩压器 A 的, 另外扩压器 C 的外环出现了射流较早附着帽罩的情况。在 2 股射流之间, 存在明显的回流区, 对比回流区流场发现, 扩压器 B 的上、下 2 个回流区速度不一致, 下部回流区速度比上部回流区的约高 10 m/s, 而扩压器 C 的出口回流区宽度较为不统一, 下部回流区比上部回流区约宽 9 mm, 前置扩压器 A 表现出了明显优势。

以前置扩压器 A 为基准, 得到不同头部帽罩在不同进口马赫数下的流场, 如图 8~10 所示, 每幅图中从左到右流场云图依次对应表 5 中试验序号 1~5。

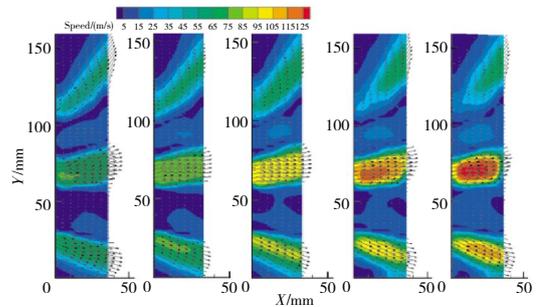


图 8 头部帽罩 B 在不同 Ma 下的 2 维流场

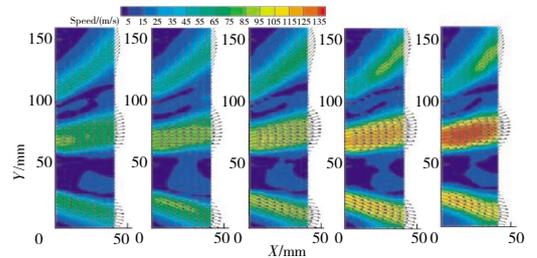


图 9 头部帽罩 C 在不同 Ma 下的 2 维流场

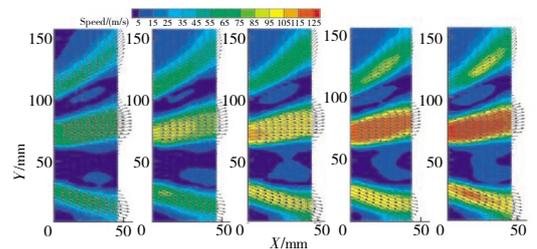


图 10 头部帽罩 D 在不同 Ma 下的 2 维流场

从图中可见, 头部帽罩 D 中前置扩压器出口气流速度高于其他试验件的, 而头部帽罩 C、D 中射流之间的回流区宽度不均, 提高了射流附着情况发生的概率。对比头部帽罩 A、B 在进口马赫数为 0.290、3 个出口气流分配比例分别为 0.290、0.365 和 0.345 条件下的结果, 发现其流场特性较为接近, 而头部帽罩 A

的回流区流速更为均匀,表现出稍好的性能。

从 PIV 测试结果中可见,无论在何种组合形式下,流场的结构并没有发生较大改变,流场呈 3 股射流形态分布,且在 2 股射流之间存在明显的回流区。总进气量及 Ma 保持不变,出口空气量比例的改变并没有对流动速度有太大影响。随着进气量及 Ma 的增大,流场速度有明显的提高。通过 PIV 技术得到的试验结果同时也验证了传统压力场的测试结果,前置扩压器 A 与头部帽罩 A 表现出了稍好的性能。

在流阻性能试验中,前置扩压器 A 与头部帽罩 A 在相同马赫数下的压力损失要低于其他型号的,如图 11、12 所示,进一步证明了 PIV 试验数据的可靠性。

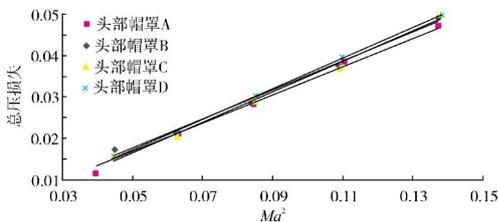


图 11 不同头部帽罩总压损失随 Ma^2 变化对比

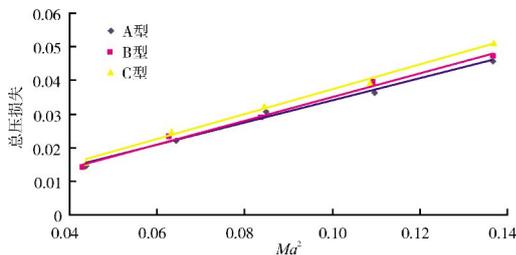


图 12 不同前置扩压器总压损失随 Ma^2 变化对比

4 结束语

通过对 PIV 技术与扩压器试验技术的探究,得到了关键参数对扩压器内流场特性的影响,并对比了不同扩压器的性能特征,得到了优选后的 3 通道扩压器结构参数,当 $L_m/L_e=0.7$ 、 $L_i/L_e=0.6$ 、 $L_c/L_e=1.82$ 时扩压器性能最佳,并在接触式测试方法与数值分析方法上得到了验证。试验结果表明,PIV 技术在先进扩压器流场测试方面是直观且可靠的,可以为扩压器最终结构优化与设计定型提供依据;本文将 PIV 技术应用于先进扩压器的试验研究,形成了成熟可靠的扩压器试验技术手段,可为国内扩压器性能试验方法标准的制定提供依据。

参考文献:

[1] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第九册 主

燃烧室[M].北京:航空工业出版社,1996:50-85.

《Aeroengine Design Manual》editorial committee. Main combustion chamber of the volume 9 of aeroengine design manual[M].Beijing: Aviation Industry Press, 1996, 50-85. (in Chinese)

[2] 白瑜光,张玉光,原志超,等.发动机燃烧室主动冷却管道的热-力耦合分析[J].推进技术,2013,34(12):1621-1627.

BAI Yuguang,ZHANG Yuguang,YUAN Zhichao,et al. Analysis for thermal and mechanical coupling in active cooling channels for engine combustor [J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34 (12): 1621-1627. (in Chinese)

[3] Li G,Gutmark E. Effect of exhaust nozzle geometry on combustor flow field and combustion characteristics [J]. Proceedings of the Combustion Institute,2005,30(15): 2893-2901.

[4] Hukam C Mongia.Perspective of combustion modeling for gas turbine combustor[R].AIAA-2004-156.

[5] 李瀚,索建秦,梁红侠,等.先进燃烧室分配式扩压器实验研究[J].推进技术,2013,34(1):88-92.

LI Han,SUO Jiantai,LIANG Hongxia,et al. Experimental study of distributor type diffuser performance for advanced combustor [J].Journal of Propulsion Technology,2013,34(1):88-92. (in Chinese)

[6] Fishenden C R,Steven S J.Performance of annular combustor- dump diffusers[J].Journal of Aircraft,1977,14(1):60-67.

[7] Reddy A P,Sujith R I,Chakravarthy S R.Swirl flow field characteristics in a sudden expansion combustor geometry using PIV [J].Journal of Propulsion & Power,2015,22(4):800-808..

[8] 李昊,林明,张玉山,等.中心突扩燃烧室 PIV 实验研究[J].实验流体力学,2011,25(4):45-49.

LI Hao,LIN Ming,ZHANG Yushan,et al. Study on central-dump combustor by PIV [J] Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4):45-49. (in Chinese)

[9] Ghose P,Datta A,Mukhopadhyay A.Effect of dome shape on static pressure recovery in a dump diffuser at different inlet swirl[J].International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, 2013(3):465-471.

[10] 何小民,谈浩元.短突扩扩压器与火焰筒匹配的实验研究[J].航空动力学报,2001,16(2):115-118.

HE Xiaomin, TAN Haoyuan. An investigation of matching between dump diffuser and flame tube. [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 115-118.

[11] 赵坚行,胡劲,丁万山,等.突扩区/火焰筒头部流动特性研究[J].航空动力学报,1999,14(1):79-82.

ZHAO Jianxing,HU jin,DING Wanshan,et al. Aerodynamic characteristics of head in sector annular combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 79-82. (in Chinese)

[12] Westerweel J.Fundamentals of digital particle image velocimetry [J]. Measurement Science and Technology, 1997, 8(12): 1379-1392.

[13] 盛森芝,徐月亭,袁辉靖.近十年来流动测量技术的新发展 [J]力学与实践,2002,24(5):1-14.

SHENG Senzhi,XU Yueting,YUAN Huijing.New development in the technology of flow measurement over the last decade [J]. Mechanics in Engineering,2002,24(5):1-14. (in Chinese)

[14] 梁桂华,赵宇.内燃机燃烧室流场 PIV 测试中示踪粒子跟随性分析 [J].大连理工大学学报,2004,44(5):662-665.

LIANG Guihua,ZHAO Yu.Analyses of following behaviors as tracer particle by PIV in chamber of internal combustion engine [J]. Journal of Dalian University of Technology,2004,44(5):662-665. (in Chinese)

[15] 党新宪.双旋流环形燃烧室试验研究与数值模拟[D].南京:南京航空航天大学,2009.

DANG Xinxian. Experimental investigation and numerical simulation of a gas turbine annular combustor with dual-stage swirler[D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2009. (in Chinese)

(编辑:刘静)