

基于PSP技术的压气机跨声叶栅 表面压力场测量

陈子龙¹, 熊兵², 黄明镜²

(1. 中国航空规划建设发展有限公司, 北京 100120; 2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘要: 为测量压气机跨声叶栅表面压力场, 选择美国ISSI公司的Binary FIB PSP(压敏涂料), 并根据涂料和跨声叶栅合理搭配相机和光源系统, 对涂料进行标定。设计了两种不同的光路布局和拍照方案, 获取了吸力面与压力面在多个攻角和马赫数下的试验数据。结果表明: 对于压气机叶栅试验, 打光和相机采取侧向布局效果更好。在0°攻角下, 吸力面的吸力峰靠近前缘; 随着攻角的变大, 吸力面气流在靠近前缘很短距离内完成加速和静压下降过程, 然后沿弦长方向开始减速, 压力面气流在叶片前缘附近很短距离内完成减速增压过程。当马赫数达到0.8时, 叶栅通道出现了激波; 随着进口马赫数的提高, 叶片吸力面和压力面表面的静压值变小。

关键词: 压气机; 压力敏感涂料; 跨声叶栅; 压力测量; 激波; 光路布局

中图分类号: V263.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2015) 04-0057-06

Transonic cascade pressure-field measurement based on PSP technique

CHENG Zi-long¹, XIONG Bing², HUANG Ming-jing

(1. China Aviation Planning and Construction Development CO. LTD., Beijing 100120, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

Abstract: In order to measure transonic cascade surface pressure field, Binary FIB pressure sensitive paint of ISSI company USA was chosen, optical system and CCD camera were configured to calibrate pressure sensitive paint. Test data of suction surface and pressure surface had been obtained under several attack angles and Mach numbers. Pressure contours illustrated that optical arrangement can obtain better result in side direction. Test results indicated that the peak value was near inlet edge of suction surface in the 0° attack angle. The air stream near the inlet edge of suction surface completed acceleration and static pressure fall within a very short distance, and then the stream velocity decreased along the chord direction. The air stream near the inlet edge of pressure surface completed speed-down and static pressure increase within a very short distance. Cascade passage appeared shock wave in 0.8 Mach. The static pressure in suction surface and pressure surface decreased as Mach number increased.

Key words: compressor; pressure sensitive paint; transonic cascade; pressure measurement; shock wave; optical arrangement

1 引言

PSP(压敏涂料)技术是一项先进的非接触式光学压力测量技术, 利用空气介质中的氧分子对压力敏感材料发光的猝熄作用, 通过CCD相机将被测对象表面涂层荧光或磷光强度变化转换为伪彩色图像, 应用计算机图形处理技术获取表面压力分布^[1-2]。20世纪80年代以来, PSP技术由于具有不改变被测

工件表面结构和全域压力测量的独特优势^[3-4], 迅速在外流场的风洞试验压力测量中得到应用并逐渐成熟^[5-9]。同时, 国外也把PSP技术逐步应用于发动机内流精细测量^[10-12]。在国内, 该项技术也逐步推广应用于航空发动机内流表面压力测试。2009年, 周强等^[13]利用稳态PSP技术测量了孤立叶栅吸力面最大马赫数0.4工况下的压力分布; 2011年, 高丽敏等^[14]

收稿日期: 2015-06-04; 修回日期: 2015-07-10

作者简介: 陈子龙(1969-), 男, 北京人, 工程师, 主要从事电气自动化及测试技术研究工作。

测量了单个叶栅吸力面亚声工况下的压力分布。但对于 PSP 技术在跨声叶栅试验测试方面的应用,国内外鲜有报道。

本文利用稳态 PSP 涂料,测量了压气机跨声叶栅叶背和叶盆表面压力场,获取了叶片表面流动分离和激波。

2 试验设备及试验件

2.1 试验设备

试验在中国燃气涡轮研究院的超、跨声速叶栅风洞中进行。风洞与高压贮气罐相接,最大质量流量为 22.4 kg/s,稳定工作时间大于 4 min,压力波动不大于 0.3%。试验段工作圆盘可在 20°~90°范围内转动,以满足试验不同进口气流角的变化。试验段如图 1 所示,主要由左、右壁面,圆盘,及上、下驻室组成。叶栅试验件安装在圆盘上,叶栅试验状态主要由叶栅进口气流角和进口气流马赫数决定。

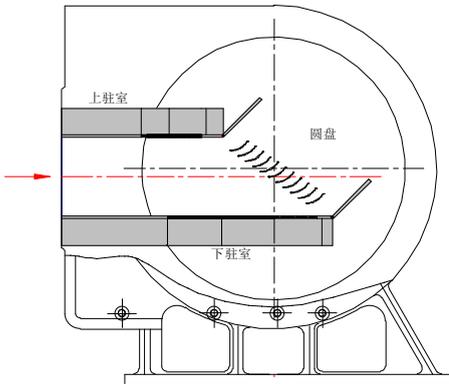


图1 试验段示意图

Fig.1 Diagrammatic sketch of experimental area

2.2 试验件

试验叶型为跨声扩压叶型,弦长 $B=65.0$ mm,栅距 $T=49.1$ mm,安装角 $\gamma=60.65^\circ$,设计进口气流角 $\beta=45.7^\circ$,设计进口马赫数 $Ma=0.66$ 。叶栅右栅板为透明的航空有机玻璃,作为 CCD 拍照视窗;叶栅左栅板为普通金属,以便在叶栅内部形成暗室,叶盆和叶背各布置了 16 点稳态静压孔。叶栅试验件实物图如图 2 所示。

FIB PSP,涂料性能见表 1,涂料光谱曲线见图 3。

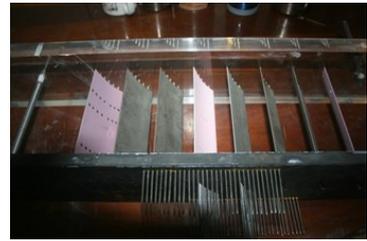


图2 叶栅试验件实物图

Fig.2 The photo of test cascade

表 1 Binary FIB PSP 性能参数

Table 1 Binary FIB PSP performance parameters

压力灵敏度/(%/kPa)	0.7
压力范围/kPa	5 ~ 200
温度灵敏度/(%/°C)	0.05
温度范围/°C	0 ~ 50
响应时间/ms	300
激发波长/nm	380 ~ 420
发射波长/nm	500 ~ 720

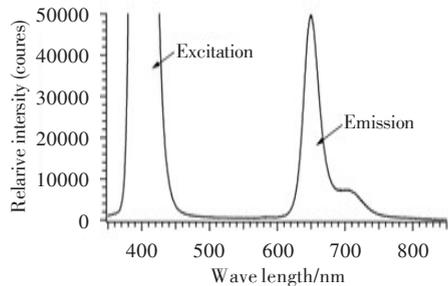


图3 Binary FIB PSP 光谱特性曲线

Fig.3 Binary FIB PSP curve of spectrum

3.1.2 PSP 测试系统

PSP 测量系统将根据涂料和测试对象合理搭配相机和光源。选择 2 台 PowerView Plus 4MP CCD 相机同时进行拍摄,相机像素为 2 048×2 048,12 Bit 图像。试验时,在相机前安装中心波长分别为 650 nm 和 560 nm 的两种滤镜,即参考光使用 560 nm 带通滤镜,敏感光使用 650 nm 带通滤镜。从而采集两种荧光成分所对应的图像数据,并用这些信号来分析并弥补由于试件变形、移动以及温度变化等带来的实验数据偏差,提高测量精度。

光源使用连续式兰谱里克 LED 光源 LHF084-3,可有效激发稳态测量中使用的 Binary-FIB 涂料。

3.2 测试方案设计

稳态测量使用连续式 LED 光源进行荧光激发,CCD 相机进行 2~4 s 长时间曝光,以获取 PSP 荧光

3 测试设备及测试方案设计

3.1 测试设备

3.1.1 压敏涂料

试验所用压敏涂料为美国 ISSI 公司的 Binary

图像。在采集试验图像时,相机以40帧的速度连续拍摄,同时采集叶片表面各静压孔的压力测量值,在分别获取吹风图像及暗背景图像后停止采集。

光路布置对测量结果具有重要影响。首先,光路布置必须保证叶片表面能够被激发光照射且被相机拍摄,其次要保证激发光和相机能以接近垂直的方向进行照明和拍摄,因为拍摄角过大会导致PSP测量精度严重下降。因此,在综合考虑光照、拍摄角度、相机与光源位置、曝光、光圈、光污染及光路通畅性后,在试验件所需拍摄的位置表面确定不少于5个标记点以及几何位置,对测量对象进行拍摄,获得表面的光强分布。

稳态PSP试验设计两种不同的光路布局方案。图4为第一种稳态PSP试验光路布置方案照片(简称方案一)。该方案采用逆向气流打光及拍照,只测量叶背表面压力场。图5为CCD视角,可见该视角对吸力面在纵向上产生压缩,且无法看见前缘,但在大攻角时略微改善。



图4 稳态PSP光路布局方案一

Fig.4 The first arrangement of PSP optical path



图5 光路布局方案一的CCD视角

Fig.5 CCD view of optical path arrangement

图6为第二种稳态PSP试验光路布置方案照片(简称方案二)。该方案采取栅板侧面打光及拍照,能同时测量叶背和叶盆表面压力场。

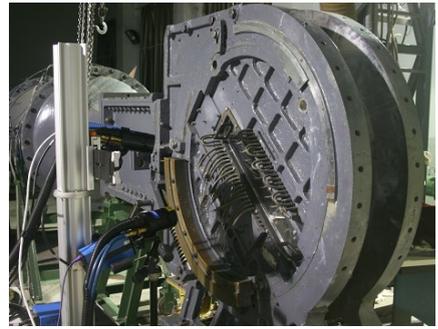


图6 稳态PSP光路布局方案二

Fig.6 The second arrangement of PSP optical path

3.3 PSP 标定

通过标定获取PSP涂料在不同压力和温度下的图像,从而定量获得试验叶片表面压力场。根据试验测试需求,设定标定舱在不同压力和温度条件下,用两台相机分别采集 Binary FIB PSP 涂料的参考层和敏感层的亮度图像,经图像处理获得光强比与压力及温度之间的对应关系^[15]。涂料的标定曲线如图7所示,可见涂料的特性曲线并不满足经典的线性stern-volmer关系,而是其二次曲线关系。

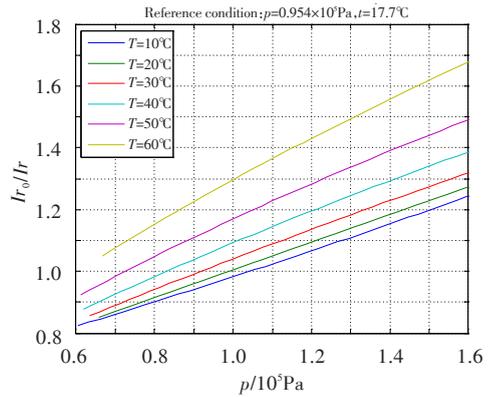


图7 PSP 标定曲线

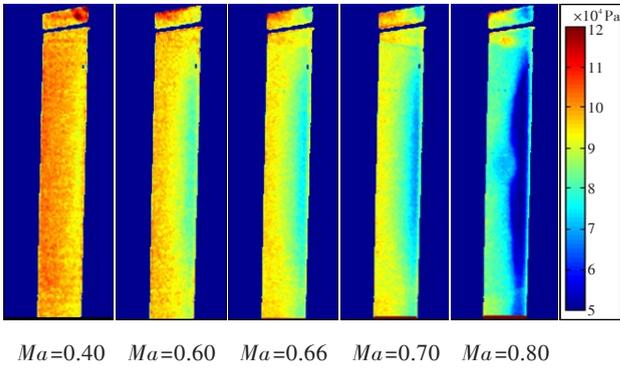
Fig.7 PSP calibration curve

4 试验测试结果

对同一工况下的多张图像,先经过平均处理再经过图像处理得到亮度比图像,根据标定数据获得光强比与压力的对应关系,换算得到压力分布图像。

4.1 逆向气流布局稳态PSP测试结果

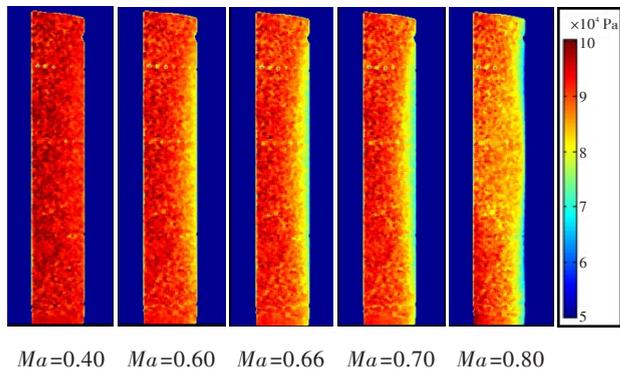
在0°和8°攻角多个进口马赫数下完成叶片吸力面压力场测量。图8、图9分别给出了0°和8°攻角



$Ma=0.40$ $Ma=0.60$ $Ma=0.66$ $Ma=0.70$ $Ma=0.80$

图8 0°攻角时吸力面压力场随马赫数的变化

Fig.8 Pressure field changes of suction surface with Mach number at 0° attack angle



$Ma=0.40$ $Ma=0.60$ $Ma=0.66$ $Ma=0.70$ $Ma=0.80$

图9 8°攻角时吸力面压力场随马赫数的变化

Fig.9 Pressure field changes of suction surface with Mach number at 8° attack angle

下,吸力面压力场云图随进口马赫数从0.40增大到0.80的变化趋势。从图8中可知,随着进口马赫数的增大,叶片吸力面静压减小。根据总压、静压和马赫数的关系式 $p_t = p_s [1 + (K-1)Ma^2]$ 可知,若来流总压一定,马赫数较小则来流静压较高,马赫数增大则来流静压减小。由 $Ma=0.80$ 的压力图像可知,最小静压位置不在最靠近前缘处(最右侧),而是与最右侧还有一较短距离。对应于吸力峰,在吸力峰前,气流急剧加速,使得叶片表面静压显著下降;过了吸力峰,沿弦长方向,静压显著增大,对应于气流减速。

图9中,只有靠近最右端的部分静压较低。这是因为攻角变大,气流在靠近前缘的很短距离内完成加速和静压下降,然后沿弦长方向开始减速,静压升高。8°攻角下,所拍画面大部分对应于气流的减速增压过程。

4.2 栅板侧向布局稳态 PSP 测试结果

栅板侧向布局稳态 PSP 测试试验在3个攻角、多个进口马赫数工况下,利用两套 PSP 系统同时测

量叶片的吸力面和压力面压力场,部分测试结果如图10~图12所示。图中,压力面叶栅左侧为前缘,右侧为尾缘;吸力面叶栅下侧为前缘,上侧为尾缘。

图10为0°攻角下压力面压力场随进口马赫数(0.40~0.843)的变化趋势。可见,0°攻角下,压力面静压基本上从前缘开始就逐渐增加,马赫数越高前缘附近的静压越低,这是因为来流静压下降。对于 $Ma=0.843$ 的情况,30%弦长处静压变化较剧烈,在很短距离内静压就显著增加。这是因为来流马赫数较高,叶栅通道内存在激波,静压突增位置对应于激波打在叶片的位置;而其他较低马赫数情况下,由于不存在激波,所以看不到这种现象。

图11给出了4°攻角下吸力面压力场随进口马赫数(0.40~0.85)的变化趋势。由图10和图11可知,叶片在展向中间有明显的粗糙带,可能是由于光路布置及涂料对激发光响应等因素所致。沿叶片弦

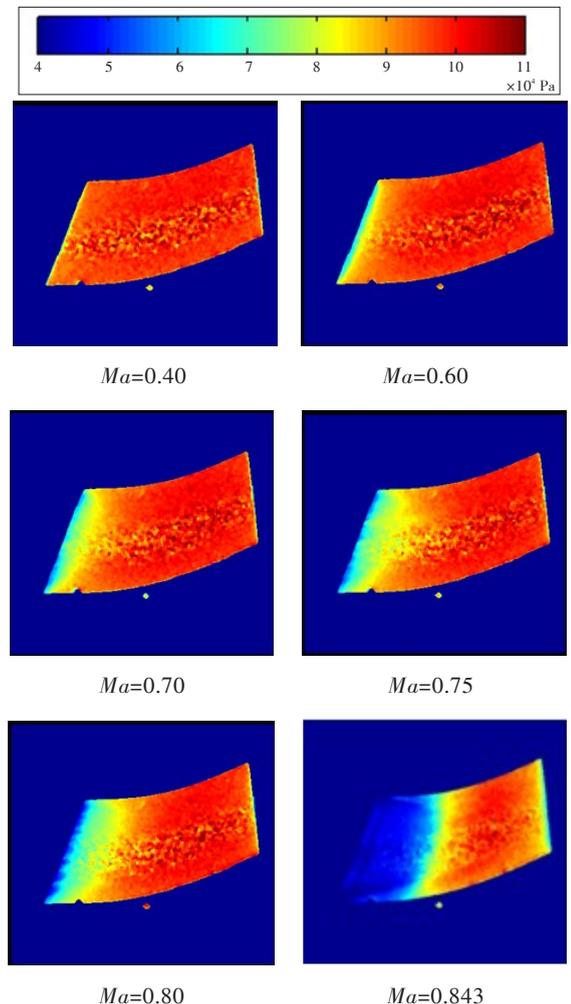


图10 0°攻角时压力面压力场随进口马赫数的变化
Fig.10 Pressure field changes of pressure surface with inlet Mach number at 0° attack angle

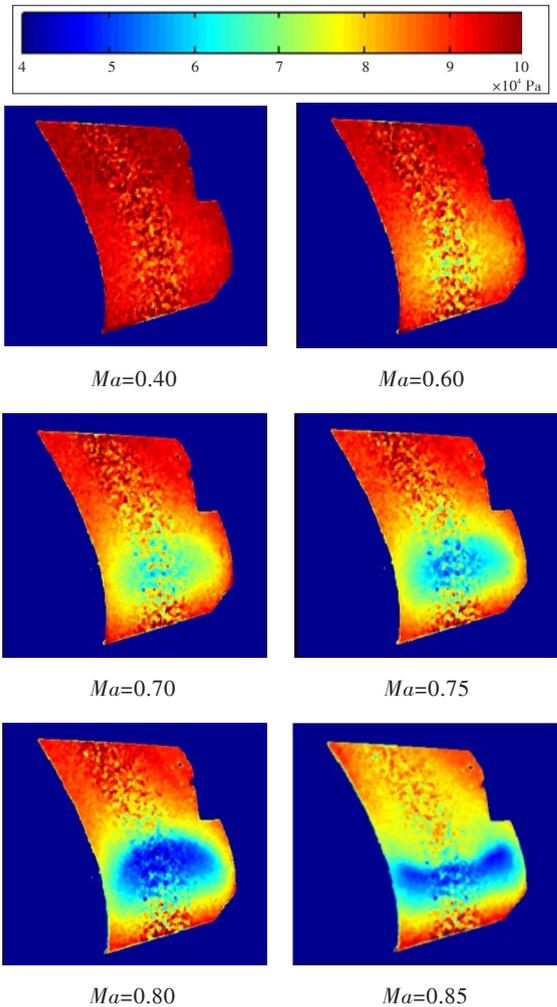


图 11 4°攻角时吸力面压力场随进口马赫数的变化
Fig.11 Pressure field changes of suction surface with inlet Mach number at 4° attack angle

向方向,吸力面压力分布趋势为先下降再上升,对应气流的加速减压及减速增压过程。压力面压力分布对于 $Ma=0.80$ 和 0.85 的情况,静压下降到最小,然后在很短距离内显著增加,这说明叶栅通道内存在激波,激波前气流速度下降,通过激波后静压很快增加。其他较低马赫数情况下,该现象没那么明显,说明叶栅通道内不存在激波。

图 12 为 8°攻角下压力面压力场随进口马赫数(0.40~0.85)的变化趋势。可见,气流在叶片前缘附近很短距离内完成减速增压过程,之后静压变化平缓,速度缓慢下降。由于观察不到静压突增过程,说明此时激波没打在叶片压力面上,或不存在激波。压力面压力分布趋势为先上升后平直,随着马赫数的增大,趋势明显,对比强烈。

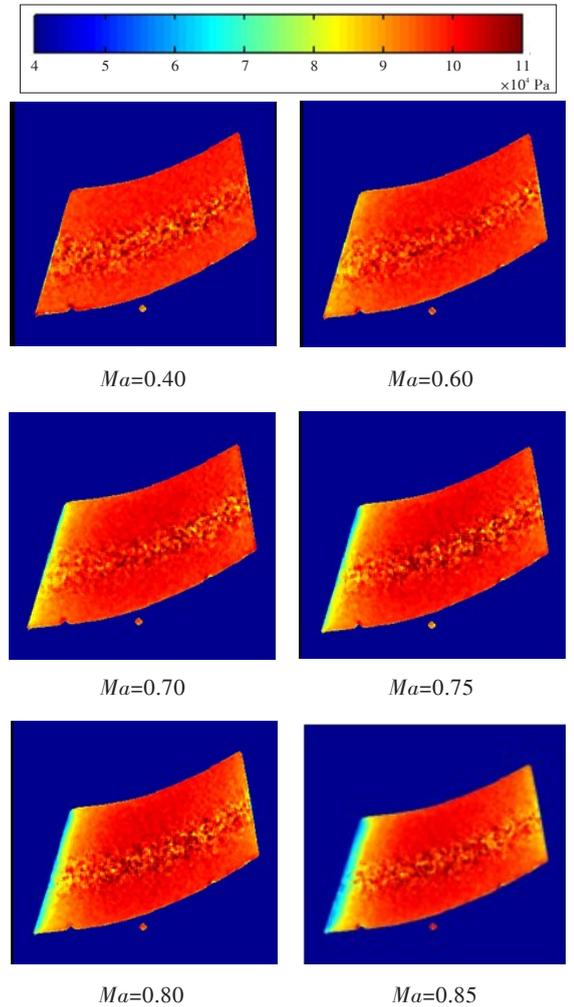


图 12 8°攻角时压力面压力场随进口马赫数的变化
Fig.12 Pressure field changes of pressure surface with inlet Mach number at 8° attack angle

5 结论

(1) 对于压气机叶栅试验,打光和相机采取侧向布局,可视区域比逆气流方向布置更宽泛,获取的压力图像更有利于表征流场结构。

(2) 随着进口马赫数的提高,叶片吸力面表面的静压值变小。静压最小的位置对应于吸力峰,在吸力峰前,气流急剧加速,使得叶片表面静压显著下降,过了吸力峰,沿弦长方向,静压显著变大,气流减速。沿叶片弦向方向,吸力面压力分布趋势为先下降再上升,对应气流的加速减压以及减速增压过程。当马赫数达到0.80时,静压下降到最小后在很短距离内又显著增加,这说明叶栅通道内存在激波。

(3) 压力面上的静压从前缘开始逐渐增加,马赫数越高,前缘附近的静压越低。当马赫数达到0.80后,静压在30%弦长处变化比较剧烈,在很短距

离内显著增加,叶栅通道内存在激波,静压突增的位置对应于激波打在叶片的位置。

(4) 随着攻角的变大,吸力面气流在靠近前缘的很短距离完成加速和静压下降的过程,然后沿弦长方向开始减速,静压升高;压力面气流在叶片前缘附近很短的距离内完成减速增压过程,之后静压变化平缓。

参考文献:

- [1] Liu T, Sullivan J P. Pressure and temperature sensitive paints[M]. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005.
- [2] Sullivan J. Temperature and pressure sensitive paint[C]//Lecture Series 2001, Advanced Measurement Techniques, Von Karmen Institute for Fluid Mechanics, 2001.
- [3] 刘波,周强,靳军,等. 压力敏感涂料技术及其应用[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 225—233.
- [4] Bell J H, Schairer E T, Hand L A, et al. Surface pressure measurement using luminescent coatings[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2001, 33: 155—206.
- [5] Bencic T J. Application of pressure-sensitive paint to Ice accreted wind tunnel models[R]. AIAA 2000-0834, 2000.
- [6] Merienne M C, Sant Y L. Reliable PSP application and data processing at low speed flow conditions[R]. AIAA 2006-3632, 2006.
- [7] Hirose Y, Nagai H, Asai K. Unsteady flow measurements

of a slender delta wing in wing rock motion[R]. AIAA 2007-124, 2007.

- [8] Jung H J, Kwon K J. Surface pressure measurement on a wing of SWIM by using PSP[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2008, 36(4): 337—345.
- [9] 张永存,陈柳生. 压敏涂料技术在风洞中的应用研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(1): 74—78.
- [10] Zare-Behtash H, Gongora-Orozco N. Application of novel pressure-sensitive paint formulations for the surface flow mapping of high-speed jets[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2009, 33: 852—864.
- [11] Bae J Y, Song J, Kim T H, et al. Surface pressure distribution near injection hole in supersonic flow with secondary sonic jet[R]. ISABE 2013-1425, 2013.
- [12] Rallabandi A P, Li S J, Han J C. Unsteady wake and coolant density effects on turbine blade film cooling using pressure sensitive paint technique[J]. Journal of Heat Transfer, 2012, 134: 081701-1—10.
- [13] Zhou Q, Liu B, Gao L, et al. Pressure measurement on suction surface of a single vane using pressure-sensitive paint[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22: 138—144.
- [14] 高丽敏,高杰,王欢,等. PSP技术在叶栅叶片表面压力测量中的应用[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(3): 411—414.
- [15] 李国帅,周强,刘祥,等. 压力敏感涂料特性及校准技术实验研究[J]. 航空学报, 2013, 34(2): 227—233.

(上接第40页)

优化设计,识别出主燃气流通面积、外环接触长度、冲击孔面积(数量和直径)三个优化因子。通过分析,确定了机匣的关键设计因子和传递函数,并通过数值仿真表明达到了设计目标。相比于传统设计方法,六西格玛设计方法的整个设计过程具有较强的可追溯性,有助于提高设计质量、减小技术风险、缩短研发周期和降低研制成本。此外,本文阐述的方法具有通用性,对于在航空发动机预先研究中应用六西格玛设计方法具有一定的指导作用。

参考文献:

- [1] 伯特尔斯. 六西格玛领导手册[M]. 北京:电子工业出版社, 2013: 2, 191.
- [2] 乔杜里. 六西格玛设计的力量[M]. 北京:电子工业出版社, 2003: 25.
- [3] 黄东亮,戴苏榕,张霄晔. 六西格玛设计(DFSS)在民用航

空电子产品的应用和实践[J]. 航空电子技术, 2014, 45(4): 51—54.

- [4] 《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则》编委会. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则[K]. 北京:中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997: 320—321.
- [5] 张清,郝勇,霍枫,等. 民用大涵道比发动机叶尖间隙控制结构设计分析[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(2): 14—19.
- [6] 陈光,洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2010: 135—136, 308—309.
- [7] Lattime S B, Steinetz B M. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions[R]. AIAA 2002-3790, 2002.
- [8] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集: 第五分册——涡轮设计和试验[M]. 北京:航空工业出版社, 1991.