

# 静叶尾迹对压气机动叶非定常气动载荷的影响\*

杨文军<sup>1</sup>, 袁惠群<sup>2</sup>, 寇海江<sup>1</sup>

(1. 东北大学机械工程与自动化学院 沈阳, 110819)

(2. 东北大学理学院 沈阳, 110819)

**摘要** 以某型航空发动机压气机转子系统为研究对象,建立了单级叶盘的三维结构及流场模型。通过对滑移网格(sliding mesh,简称 SM)方法与运动坐标系(moving reference frame,简称 MRF)方法在计算耗时和收敛性方面的比较,证明了运动坐标系方法的准确性和高效性。考虑前一级静叶尾迹的影响,求解压气机内部在不同时刻的流动特性,得到静叶尾迹对动叶流场的非定常干扰情况。经过对压气机叶顶和轮毂、动叶压力面和吸力面非定常气动载荷的分析发现:在动叶流场的前缘形成了较主流区压力和速度较低的不均匀流场,且在动叶前缘叶顶位置受到的气动载荷最为显著;动叶压力面和吸力面气动载荷的分布规律相反,从叶顶至轮毂、前缘至尾缘,压力面非定常气动载荷的大小和波动幅度逐步递减,而吸力面却与其相反,呈现出逐步递增的趋势。该研究为某型航空发动机压气机叶盘转子系统的动力学设计提供了理论依据。

**关键词** 压气机转子; 滑移网格; 静叶尾迹; 非定常流场; 气动载荷

**中图分类号** V231.3; TH453

## 引 言

航空发动机日益向高负荷、高效率和高可靠性的趋势发展,这要求必须深入考虑压气机内部流场的气动特性。在压气机工作过程中,动叶片受到前一级静叶片尾迹的影响而产生非定常效应,导致气动力及流动特性的变化,使压气机叶片上的气动载荷发生改变,进而影响整个航空发动机的工作性能。因此,考虑压气机静叶尾迹对转子叶片表面非定常气动载荷的影响,已成为航空发动机气动及结构设计的关键问题之一。

国内外学者针对压气机内部非定常尾迹开展了研究。文献[1-3]利用探针测试手段得到了轴流压气机叶片尾迹的非定常流场和湍流特性。王英锋等<sup>[4]</sup>采用在叶片表面埋设微型压力传感器的方法,研究了上游叶片尾迹对轴流压气机转子叶片非定常表面压力的影响。Henderson 等<sup>[5]</sup>研究了某型 1.5 级轴流压气机尾迹分散和边界层转换过程对自由流湍流的影响。Kerrebrock 等<sup>[6]</sup>观察动叶尾迹输运过程中的临界温度,发现静叶压力面的转子尾流能量超过了非黏性流动。还有学者<sup>[7-10]</sup>对压气机叶片

尾迹的应用与控制进行了研究。文献[11-13]通过数值模拟和实验发现,增加轴向距离可减弱叶片尾迹的非定常作用。Li 等<sup>[14]</sup>利用特定的尾流撞击效应控制了轴流压气机内部的非定常分离流。李少华等<sup>[15]</sup>模拟了在不同转速和射流比下,非定常尾迹对动叶前缘气膜冷却效率的影响。总结研究发现,对分析前一级静叶尾迹对转子叶片表面非定常气动载荷影响的研究较少。

笔者对某型航空发动机压气机内部的三维非定常旋转流场进行了模拟,分析了前一级静叶尾迹向下游动叶区域运动的过程,研究了转子叶片表面非定常气动载荷的分布规律。

## 1 研究对象和方法

本研究以某型压气机前一级静叶和下游动叶的三维流场为研究对象,静、动叶片数量相等为 38,选取单扇区流场通道作为计算区域,应用计算流体力学(computational fluid dynamics,简称 CFD)的专业前处理软件 Gambit 生成结构化六面体网格。网格单元数为 106 758,节点数为 116 679,且网格的长宽比小于 5,正交性大于 10,延展比小于 1 000,网格

\* 国家自然科学基金资助项目(51275081);国家自然科学基金重点资助项目(51335003);沈阳市科技计划资助项目(F13-014-2-00)

收稿日期:2014-09-26;修回日期:2014-11-10

的质量良好,模型如图 1 所示。

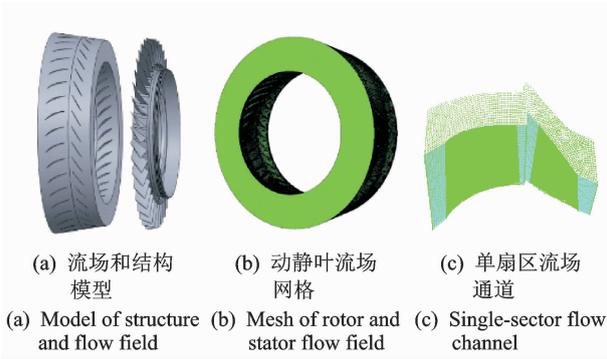


图 1 计算模型

Fig. 1 The model of computation

压气机工作转速为 11 383 r/min,采用进口总压、出口静压边界类型,介质为可压缩理想空气。已知进口总压  $P_{inlet}$  为  $1.0 \times 10^5$  Pa、温度  $T_{inlet}$  为 300 K,出口静压  $P_{outlet}$  为  $1.08 \times 10^5$  Pa、温度  $T_{outlet}$  为 300 K,动叶排轴向长度  $C_x$  为 0.037 31 m、节距  $b$  为 0.043 69 m,如图 2 所示。

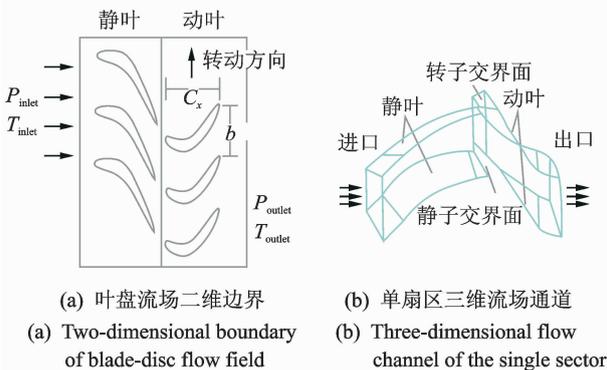


图 2 压气机叶盘流场的边界条件

Fig. 2 Boundary conditions of compressor blade-disc flow field

压气机内部流体的运动属于三维非稳态、带旋转的不规则流动,故选用标准  $k-\epsilon$  湍流模型<sup>[16-18]</sup>,其湍流能与耗散率的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_1 \frac{\epsilon}{k} G_k - C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (2)$$

其中: $k$  为湍流能; $\epsilon$  为湍流耗散率; $\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \epsilon$  为湍流黏度; $C_1 = 1.44$ ;  $C_2 = 1.92$ ;  $C_\mu = 0.09$ ;  $\sigma_k = 1.0$ ;  $\sigma_\epsilon = 1.3$  为常数。

杜昆等<sup>[18]</sup>采用与笔者相同的边界类型,即进口总压、出口静压以及标准  $k-\epsilon$  湍流模型,对涡轮叶片的流动特性进行了 CFD 数值模拟,并与实验数据进行了比较。结果显示,数值分析结果与实验数据吻合良好,这说明利用 CFD 数值方法对压气机转子叶片的三维流场模拟是可靠的。

## 2 计算结果分析

### 2.1 SM 方法与 MRF 方法的比较

由于压气机动、静叶流场的交界面为旋转面,且与动叶流场的转轴重合,因此对于动静交界面的设置不仅可以采用 SM 方法,还可以采用 MRF 方法。

#### 2.1.1 计算收敛性

为了保证计算的稳定性和收敛效果,采用隐式耦合求解方法对压气机内部流场进行了 500 步的定常分析,将得到的稳定流场作为初场,启动非定常分析。综合考虑动叶的旋转速度和三维非定常计算的耗时性,选定物理时间步长为  $2.31 \mu s$ ,同时设定虚拟迭代步数为 20,计算时间步为 2 280。

在计算过程中,通过监测动叶表面的系数曲线来判定收敛情况。图 3 为 SM 方法和 MRF 方法的非定常升力系数监视曲线。可以看出:经过 3 ms 计算后,SM 方法和 MRF 方法的计算结果收敛,且二

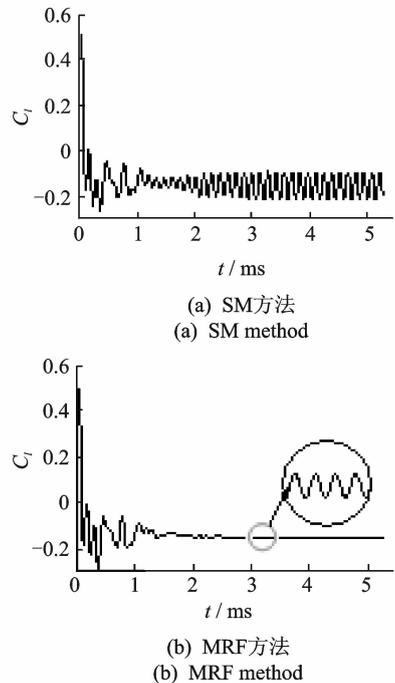


图 3 非定常分析的升力系数监视曲线

Fig. 3 Lift convergence history curve of unsteady analysis

者都属于震荡收敛,这是由于压气机内部流场的非定常性决定的;MRF 方法监视曲线的震荡幅值要远小于 SM 方法的震荡幅值。相比较而言,MRF 方法的收敛性更好。

除了使用特征量的监控值来判定计算的收敛外,一般还把进出口的流量之差作为一个评价计算收敛性的重要标准。表 1 为两种方法的进出口流量值及偏差。可以看出,MRF 方法的进出口流量偏差 0.3% 小于 SM 方法的偏差 0.8%,这说明了 MRF 方法的收敛效果优于 SM 方法。

表 1 两种方法的进出口流量值和偏差

Tab. 1 Exit/entrance flows and deviations of two methods

方法	进口流量/ ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	出口流量/ ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	偏差/%
SM	0.497 3	0.493 2	0.8
MRF	0.502 9	0.504 6	0.3

### 2.1.2 计算所需时间

在计算设备相同的情况下,SM 方法非定常计算所耗用的时间约为 5.50 h,而 MRF 方法耗用时间约为 9.75 h,可见 MRF 方法的计算效率更高。为了保证计算的准确性和高效性,本研究采用 MRF 方法模拟压气机内部的三维非定常旋转流场。

## 2.2 静叶尾迹对动叶流场的非定常干扰

经过 2 280 个时间步计算后,监测的进出口流量以及动叶升力系数等参数都达到了良好的周期性(震荡幅值数量级为  $10^{-2}$ ),如图 4 所示,据此判定计算结果已收敛。

提取定常流和非定常流的速度云图,如图 5 所示。从速度云图看到,当气流从前一级静叶流入下一级动叶时,每两个叶片通道之间会产生一条尾迹,这个尾迹从前一级静叶的尾缘一直延伸到动叶的前缘。定常流的速度云图显示了前一级静叶尾迹自然流动时的形态。施加转速后,在前一级静叶尾迹运输至下游动叶流场通道时,被转子叶片周期性地扫过,这对动叶流场产生了较大幅度的非定常扰动,使动叶压力面的压力远大于吸力面,导致前一级静叶的尾迹被挤向了下一个动叶的吸力面一侧,在动叶前缘形成了速度较低的不均匀流场区域。

为进一步研究压气机内部的流动特性和前一级静叶尾迹的变化,分别计算了 1.3,2.6,3.9 和 5.2 ms 时刻的非定常流场,得到了各时刻压气机内部流场的静压分布情况。图 6,7 为叶顶和轮毂的静压分布

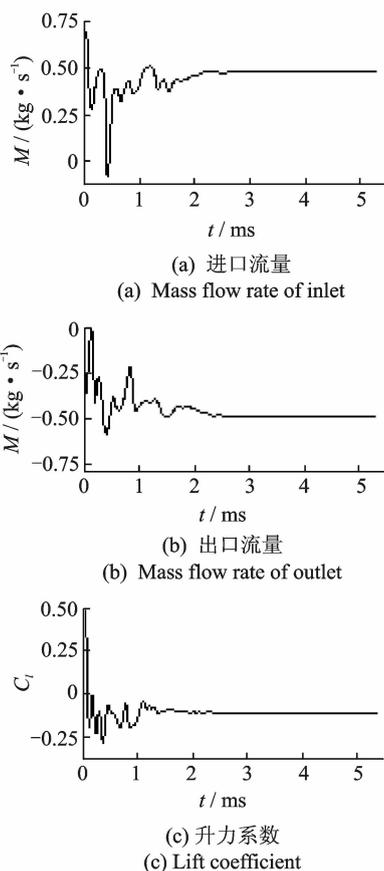


图 4 监测参数的收敛曲线

Fig. 4 Convergence curve of monitoring parameters

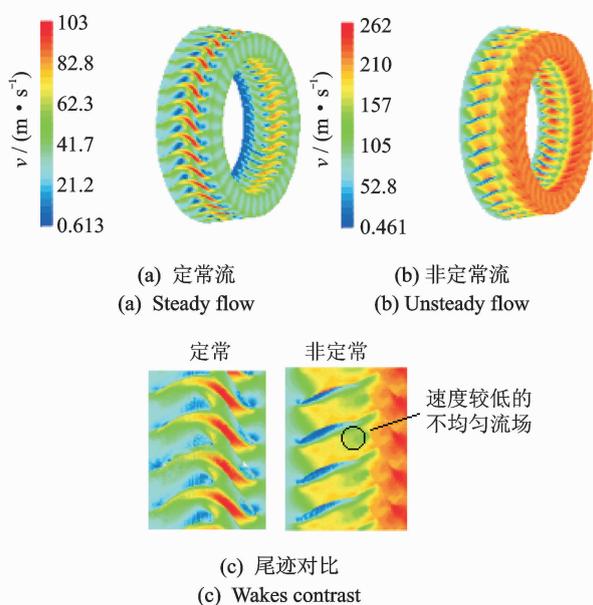


图 5 定常流和非定常流的速度云图

Fig. 5 Speed cloud of steady and unsteady flow

图。随着时间的推移,静动叶流场的压力均有小幅度降低,且分布越来越均匀,直到流场稳定,这尤其体现在静叶和动叶尾缘区域。在 1.3 ms 时刻静动

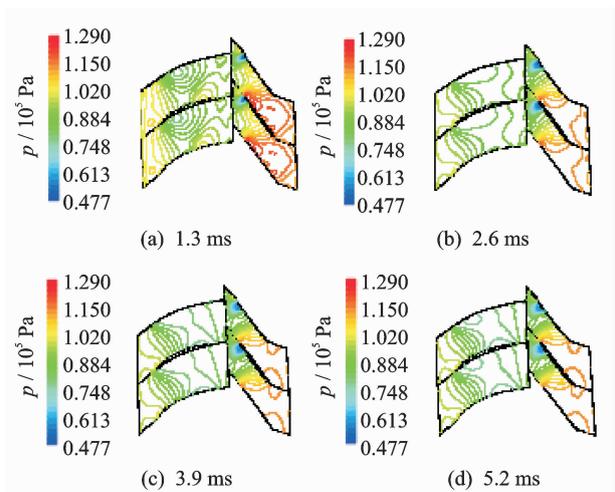


图6 叶顶静压分布图

Fig. 6 Static pressure distribution of compressor shroud

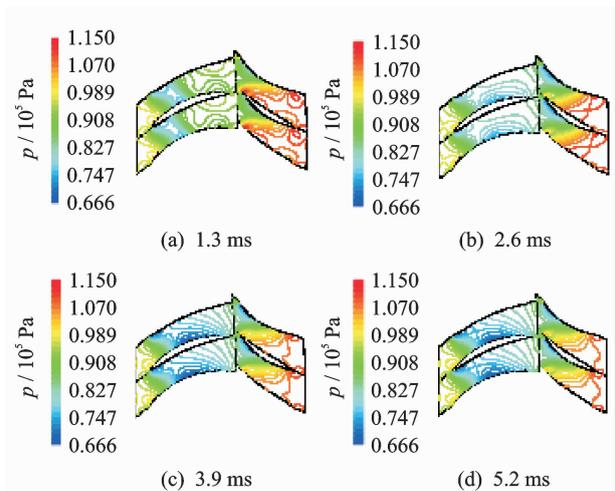


图7 轮毂静压分布图

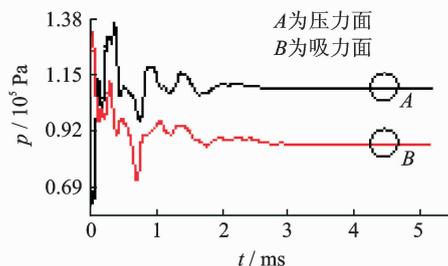
Fig. 7 Static pressure distribution of compressor hub

叶流场的压力梯度相对比较复杂,存在较多的压力涡,当到达 3.9 ms 时刻后,压气机内部流场的压力涡明显减少,分布基本稳定,压力梯度趋于均匀,此时流动收敛。还看到,动叶压力面的压力明显大于吸力面,这使得在动叶流场的前缘形成了低压、低速的不均匀流场区域,且在叶顶位置存在两个明显的压力分布集中点,这两个集中点为整个流场的最大压力和最小压力所在处,也是非定常气动载荷对转子叶片影响最突出的位置。

### 2.3 非定常气动载荷的分布特性

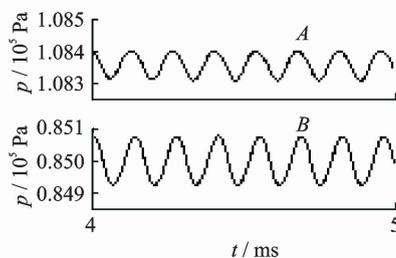
经过对叶顶和轮毂的压力分析,初步掌握了动叶周围压力的分布情况。为了进一步研究动叶表面气动载荷的变化规律,对动叶压力面和吸力面的静压进行了监测,得到了动叶表面的静压变化曲线,如

图 8 所示。可见,当压气机内部的流场收敛后,动叶压力面和吸力面的气动载荷也达到平稳。图 8(a) 为动叶压力面和吸力面的静压随时间的变化曲线。可以看出,压力面和吸力面静压的变化情况相似,且二者达到平稳后都处于震荡收敛状态,并呈现出正、余弦变化规律,如图 8(b) 所示。另外,压力面静压的收敛值( $1.08 \times 10^5$  Pa)远大于吸力面静压的收敛值( $0.85 \times 10^5$  Pa),但从震荡幅值来看,吸力面静压的震荡幅值明显大于压力面的幅值。



(a) 压力面和吸力面的静压变化曲线

(a) Static pressure variation curves of pressure and suction surface



(b) A处和B处的局部放大图

(b) Partial enlarged drawing in A and B

图8 动叶表面的静压变化曲线

Fig. 8 Static pressure variation curves of rotor blade surface

为了详细获得动叶表面气动载荷的分布细节,绘制了在 1.3, 2.6, 3.9 和 5.2 ms 时刻的动叶压力面和吸力面的静压分布图,如图 9, 10 所示。可以看出,压力面和吸力面的气动载荷分布规律相反。从动叶的叶顶至轮毂、前缘至尾缘,压力面的压力大小和波动幅度逐步递减,这反映出动叶压力面的非定常压力主要是因为受前一级静叶尾迹影响而产生的。对于吸力面来说,附面层和上游叶片尾迹共同影响其非定常表面的压力波动,且以附面层的作用为主,故其压力分布规律与压力面不同,呈现出逐步递增的趋势。动叶表面的压力随时间的变化与叶顶和轮毂一致,在开始阶段压力波动幅度较大,在 3.9 ms 以后流动收敛,动叶表面的压力分布基本稳定。动叶表面的气动载荷取决于压力面和吸力面的受力情况,在动叶前缘的压力梯度较大,且二者的压

力反相变化,故此处为主要受力区。另外,在动叶前缘叶顶位置压力面和吸力面分别出现了最大压力和最小压力,此处压力面与吸力面的压力差最大。

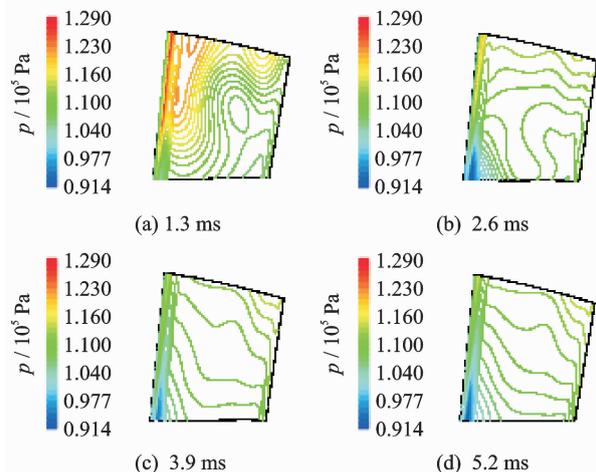


图9 压力面静压分布图

Fig. 9 Static pressure distribution of pressure surface

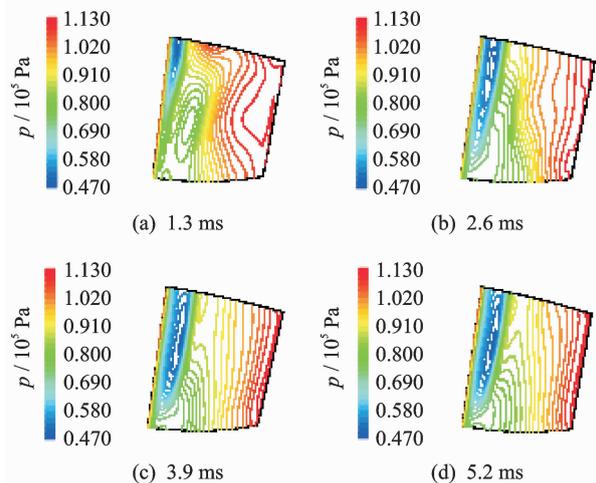


图10 吸力面静压分布图

Fig. 10 Static pressure distribution of suction surface

将动叶压力面和吸力面的气动载荷作为外载荷,施加在动叶表面进行静强度分析,得到了榫头各位置的总变形和等效应力分布。从图11,12可以看出,榫头动叶叶顶前缘的位移变形量最大,动叶叶根位置产生了较大的应力,最大值为 $4.07 \times 10^6$  Pa,这说明在榫头动叶叶顶前缘位置受到的气动载荷最为显著。

### 3 结论

1) 当前一级静叶尾迹运动至下游动叶流场通道时,由于受到转子叶片周期性地切割,使得动叶压力面的压力要远大于吸力面,导致前一级静叶的尾

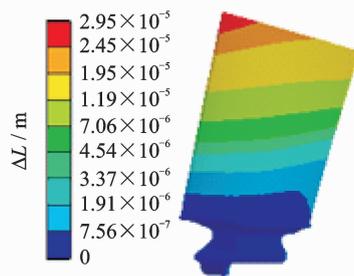


图11 榫头的总变形图

Fig. 11 Total deformation of tenon

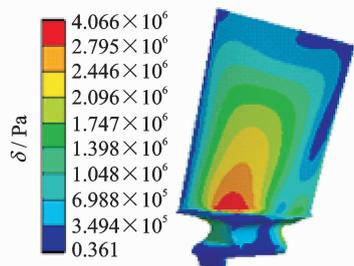


图12 榫头的等效应力图

Fig. 12 Equivalent stress of tenon

迹被挤向了下一个动叶的吸力面一侧,在动叶流场的前缘形成了较主流区压力和速度较低的不均匀流场区域,且动叶前缘叶顶位置受到的气动载荷最为显著。

2) 动叶压力面和吸力面非定常气动载荷的分布规律相反,压力面主要受前一级静叶尾迹的影响,从叶顶至轮毂、前缘至尾缘非定常气动载荷的大小和波动幅度逐步递减,而吸力面受静叶尾迹的影响较小,以附面层作用为主,呈现出逐步递增的趋势。

### 参 考 文 献

- [1] Ma Hongwei, Jiang Haokang. An experimental study of three-dimensional characteristics of turbulent wakes of axial compressor rotors[J]. Journal of Thermal Science, 2005,14(1):15-21.
- [2] Lakshminarayana B, Davino R. Mean velocity and decay characteristics of the guidevane and stator blade wake of an axial flow compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980,102(1):50-60.
- [3] Sentker A, Riess W. Experimental investigation of turbulent wake-blade interaction in axial compressors [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000,21(3):285-290.
- [4] 王英锋,胡骏,罗标能,等.上游叶片尾迹对转子叶片非定常表面压力频谱特性影响的研究[J]. 航空动力学

- 报,2006,21(4):693-699.
- Wang Yingfeng, Hu Jun, Luo Biaoneng, et al. Effects of the up-stream blade wakes on the spectrum of rotor blade unsteady surface pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2006,21(4):693-699. (in Chinese)
- [5] Henderson A D, Walker G J, Hughes J D. The influence of turbulence on wake dispersion and blade row interaction in an axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery-Transactions of the ASME, 2006, 128(1):150-157.
- [6] Kerrebrock J L, Mikolajczak A A. Intra-stator transport of rotor wakes and its effect on compressor performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1970,92(4):359-368.
- [7] 熊劲松,侯安平,周盛. 压气机级间尾迹非定常流动的分析与利用途径探索[J]. 工程热物理学报,2007,28(1):43-45.
- Xiong Jinsong, Hou Anping, Zhou Sheng. Compressor stage wake induced unsteady flow analysis and utilization[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007,28(1):43-45. (in Chinese)
- [8] Gorrell S E, Okiishi T H, Copenhaver W W. Stator-rotor interactions in a transonic compressor-part 1: effect of blade-row spacing on performance[J]. Journal of Turbomachinery-Transactions of the ASME, 2003, 125(2):328-335.
- [9] Hilgenfeld L, Pfitzner M. Unsteady boundary layer development due to wake passing effects on a highly loaded linear compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery-Transactions of the ASME, 2004, 126(4):493-500.
- [10] 杜子学,韩山河,刘雅黔,等. 压气机叶片流固耦合的强度和振动研究[J]. 振动、测试与诊断,2013,33(5):789-793.
- Du Zixue, Han Shanhe, Liu Yaqian, et al. Fluid-solid interaction strength and vibration of compressor blade [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2013,33(5):789-793. (in Chinese)
- [11] Zhao Ben, Yang Ce, Chen Shan, et al. Unsteady flow variability driven by rotor-stator interaction at rotor exit[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012,25(6):871-878.
- [12] 陈山,杨策,李杜,等. 离心压气机进口导叶尾迹的形态、输运及与叶轮流场的相互影响[J]. 航空动力学报,2011,26(7):1628-1637.
- Chen Shan, Yang Ce, Li Du, et al. IGV wake state, transportation and interaction influence with impeller blade row in centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011,26(7):1628-1637. (in Chinese)
- [13] 胡骏,汤国才,于再. 动叶尾迹对静子非定常气动性能影响的研究[J]. 航空动力学报,1999,14(4):387-392.
- Hu Jun, Tang Guocai, Yu Zai. An experimental investigation on compressor rotor-stator interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4):387-392. (in Chinese)
- [14] Li Zhiping, Li Qiushi, Yuan Wei, et al. Experimental study on unsteady wake impacting effect in axial-flow compressors[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009,325(1-2):106-121.
- [15] 李少华,李知骏,曲宏伟,等. 非定常尾迹对动叶气膜冷却影响的数值模拟[J]. 电站系统工程,2011,27(1):3-5.
- Li Shaohua, Li Zhijun, Qu Hongwei, et al. An experimental investigation on compressor rotor-stator interaction[J]. Power System Engineering, 2011,27(1):3-5. (in Chinese)
- [16] 郑雅芳. 湍流模型的对比与叶轮机械内部气动性能的数值模拟[D]. 天津:天津大学,2010.
- [17] 陶海亮,郭宝亭,谭春青. 基于气热固耦合的涡轮模态分析[J]. 振动、测试与诊断,2012,32(6):941-944.
- Tao Hailiang, Guo Baoting, Tan Chunqing. Modal analysis of turbine based on fluid-thermo-structure coupling[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012,32(6):941-944. (in Chinese)
- [18] 杜昆,宋立明,李军. 凹槽状叶顶涡轮叶片传热特性的数值研究[J]. 推进技术,2014,35(5):618-623.
- Du Kun, Song Liming, Li Jun. Numerical investigations on heat transfer characteristics of turbine blade with squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014,35(5):618-623. (in Chinese)



**第一作者简介:**杨文军,男,1988年10月生,博士生。主要研究方向为叶盘系统多物理场耦合动力学多学科设计优化理论与试验研究。曾发表《某型燃气轮机一体化叶盘转子系统动力学特性》(《东北大学学报:自然科学版》2014年第6期)等论文。

E-mail:ncywj@163.com

**通信作者简介:**袁惠群,男,1954年7月生,教授。主要研究方向为机械动力学。

E-mail:yuan\_hq@163.com

