

航空发动机轴流压气机非整阶振动实验研究进展

王增增¹, 马宏伟^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206)

摘 要: 从非整阶振动的实验、非整阶振动信息获取、非整阶振动机理三个方面进行了概述, 总结了近些年对非整阶振动研究的重要成果。平面叶栅和压气机实验台, 结合叶尖定时技术和应变片测振及粒子测速 (particle image velocimetry, PIV) 技术进行非整阶振动的研究, 主动控制旋转叶片振动实现流场与叶片振动耦合机理研究等。叶尖定时、应变片、PIV、主动控制叶片振动技术为非整阶振动的研究提供了先进的技术支撑, 应用多物理场测试技术获得更加准确的非整阶振动条件下的流场和叶片振动信息。

关 键 词: 轴流压气机; 非整阶振动; 粒子测速; 叶尖定时; 振动叶栅

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Overview of experimental research on non-synchronous vibration in aero-engine axial compressor

WANG Zengzeng¹, MA Hongwei^{1,2}

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: Important research results of non-synchronous vibration were summarized through its experiment, non-synchronous vibration signal obtaining, and mechanism of non-synchronous vibration. The basic research of non-synchronous vibration, and research on blade tip timing technology combined strain gauge and PIV (particle image velocimetry) to obtain the mechanism of non-synchronous vibration, compressed sensing blade tip timing to capture non-synchronous vibration signal and rotor blade vibration active control to research the coupling mechanism. Blade tip timing technology and strain gauge, PIV and active control blade vibration technology provide advanced brace for non-synchronous vibration phenomenon research. In a long run, multi-physics experimental research will still be a mainstream research method for the non-synchronous vibration.

Keywords: axial compressor; non-synchronous vibration; particle image velocimetry;
blade tip timing; oscillation cascade

随着现代航空发动机的发展, 提升压气机的性能变得日益重要。效率更高、更轻量化材料的压气机叶片成为先进航空发动机的主流选择。压气机叶片通道内产生了更加复杂的流动, 大展弦

比和轻量化的压气机叶片在复杂流动的作用下更加容易发生振动。压气机内部的复杂流动造成的失速和颤振及非整阶振动严重威胁航空飞行安全, 研究其发生的机理有助于提高航空发动机的整体

收稿日期: 2022-04-30

基金项目: 国家自然科学基金(51776011); 国家科技重大专项(2017-V-0016-0068); 国防科技重点实验室基金(6142702020218)

作者简介: 王增增(1991—), 男, 博士生, 主要从事叶轮机械气体动力学及流固耦合振动研究。

通信作者: 马宏伟(1968—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为内流实验与测试技术。E-mail: mahw@buaa.edu.cn

引用格式: 王增增, 马宏伟. 航空发动机轴流压气机非整阶振动实验研究进展[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2416-2429. WANG Zengzeng, MA Hongwei. Overview of experimental research on non-synchronous vibration in aero-engine axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2416-2429.

安全性。失速和颤振的研究起步较早, 有较为严谨和丰富的理论体系及实验数据支撑, 此类振动的规避已在设计阶段得到较好地解决。非整阶振动是一种与旋转失速及颤振不同的振动形式, 其振动主频与转子叶片通过频率不成整数倍关系。非整阶振动近些年出现在国内外较多型号的航空发动机压气机内, 严重影响着发动机型号的研制和运行安全。在设计转速下, 压气机内部流动分离现象较少, 引起的堵塞不足以影响压气机内部流体的流向流动, 因此难以出现扰动的周向传播现象。但是航空发动机的运行是一个从启动到稳定运行, 再到逐步停机的过程, 压气机的叶片转速与来流速度偏离设计工况, 即为非设计工况。在非设计工况下, 叶片的前缘吸力面会产生分离流动^[1-3]。旋转作用下, 叶尖间隙的流动会在剪切的作用下产生泄漏流动。叶片通道内会产生较多的涡系结构, 造成压气机流动的堵塞, 这时扰动就会在周向传播。这种分离流动叠加泄漏流动和周向传播扰动造成的压气机叶片振动即为非整阶振动。通过实验、数值模拟、理论模型等手段对压气机非整阶振动进行研究是延长发动机寿命、增强发动机结构可靠性的重要手段。

鉴于非整阶振动的产生机理的复杂性及旋转压气机实验的高难度, 目前国内和国际上对于非整阶振动的研究多集中于数值模拟方法^[4-10]和理论预测模型^[11-16], 关于非整阶振动的实验研究较少, 亟需扩展非整阶振动的实验研究, 以推动数值模拟和理论预测模型的快速发展。

本文集中论述非整阶振动的现象和特征, 综合国内外平面叶栅实验研究、压气机实验研究, 为轴流压气机非整阶振动的实验研究提供较为全面的实验研究方法综合论述。

1 非整阶振动研究现状

非整阶振动是一种与旋转失速不同的现象^[17], 且具有流体诱发振动的典型特征。非整阶振动的现象首次发现于 1995 年, Baumgartner 等^[18]报道了 Rolls-Royce 公司的航空发动机高压压气机第 1 级转子的壁面静压信号出现了非整阶频域成分。非整阶振动的典型特征就是压气机叶片振动的主频不是转子频率的整数倍, 频域具有高频及宽频带的特征, 如图 1 所示, 图中 BPF 为叶片通过频率(blade pass frequency)。

与经典的圆柱绕流产生锁频、锁相特征类似^[19],

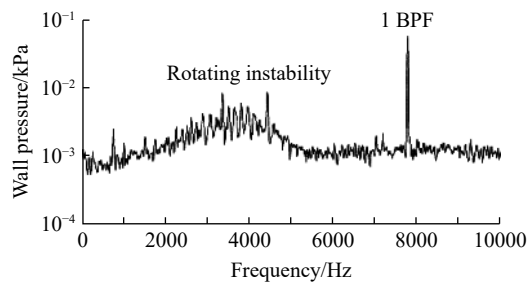


图 1 Baumgartner 1995 年实验壁面压力频谱特征^[18]

Fig. 1 Baumgartner experimental wall pressure frequency spectrum in 1995^[18]

非整阶振动除了凸包宽频带的特征之外, 还有一个锁频、锁相的特征较为明显。研究者^[20]通过发动机振动坎贝尔图, 清晰标示出了非整阶振动发生的位置及其锁频特征。

Kielb 等^[21]通过实验和仿真手段对压气机内部的流场及叶片的振动进行了监测。通过在叶片表面粘贴应变片的技术得到叶片振动数据, 通过在机匣壁面安装压力传感器得到尖区流场压力波动的数据。所有的应变数据均表现出了锁频、锁相的典型非整阶振动特征, 如图 2 所示, 图中 1T 为 1 阶扭转模态(first torsion mode), 1F 为 1 阶弯曲模态(first flex mode), NSV 为非整阶振动(non-synchronous vibration), SFV 为分离流振动(separate flow vibration)。

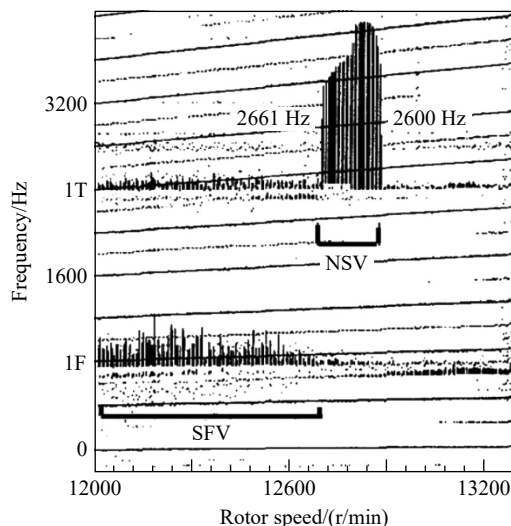


图 2 第 1 级转子叶片应变片响应数据^[21]

Fig. 2 Response data of first stage blade strain^[21]

对于非整阶振动中的凸包宽频带特征及锁频、锁相的特征, 较多的研究中包括数值仿真研究, 如 Han 等^[22]、Stapelfeldt 等^[23]都发现了此类的特征。非整阶振动能够造成压气机叶片的高周循环

振动, 从而造成压气机叶片的高周疲劳断裂, 对发动机安全运行构成严重的威胁。

轴流压气机叶顶的几何特征和叶尖间隙参数都会对轴流压气机叶片通道内的流场产生一定的影响。除了压气机叶片的几何特征参数会影响非整阶振动的产生, 压气机的转动速度即为操作参数同样会影响非整阶振动的出现、发展和消失。

Moller 等^[24]采用仿真软件对跨声压气机进行了数值仿真。对接近失速工况点的突失速和非整阶振动进行了详细的数值分析。对失速开端及近失速非整阶振动进行了数值模拟, 得出在 $0.4\%c$ (c 为弦长) 的叶尖间隙下, 操作点直到失速线也没有发生非整阶振动的结论, 但是在 $2.3\%c$ 的叶尖间隙工况, 非整阶振动发生在一片很大的区域内, 证实了非整阶振动的发生机理与叶尖间隙密切相关。

Spiker 等^[20]通过实验与数值仿真发现的非整阶振动现象倾向于认为是由吸力面涡结构与尖区泄漏涡的相互作用造成的。Baumgartner 等^[18]认为非整阶振动是由于旋转不稳定性造成的一种与发动机叶片通过频率不成整数倍关系且远离失速边界的振动, 并且具有径向的依赖性, 尖区及间隙流动结构起主导作用。Im 等^[4]采用了识别涡结构的方法采集了 8 个瞬时流场结构, 发现一个新的龙卷风涡结构替代上一个龙卷风涡结构(如图 3 所示)的周期为 $6/70$ 转动周期, 由此计算所得的龙卷风涡频率为 $2\,513\text{ Hz}$, 与采集的机匣壁面压力结果产生的非整阶振动主频率 $2\,600\text{ Hz}$ 较为接近, 认为非整阶振动主要是由于尖区龙卷风涡的周向传播造成的。

Gan 等^[6]通过数值仿真的方法对叶尖间隙对非整阶振动的幅值和频率的影响进行了研究, 1.1% 尖部弦长间隙(即真实实验条件)的计算结

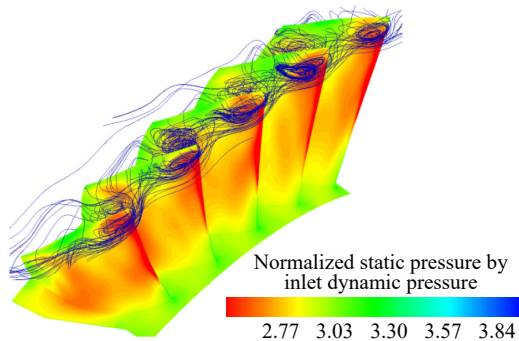


图3 发生非整阶振动时的叶片通道内的龙卷风涡结构^[4]

Fig. 3 Tornado vortex in blade passage with non-synchronous vibration occurred^[4]

果与实验结果十分接近, 主导频率段的峰值只有 3.3% 的偏差。

Thomassin 等^[25]认为非整阶振动是由另外一种物理机制——射流冲击共振^[26]造成的。研究者通过实验^[25]、数值仿真^[27]研究了叶尖二次流动射流共振结合声波反馈到射流核心产生的共振现象, 并基于此提出一种预测叶尖速度与非整阶振动发生的模型。

Camp^[28]在一台低速多级压气机上通过动态压力传感器和声压传感器发现了螺旋形的声波结构, 并发现了锁定现象与涡脱落频率接近管道共振频率, 相关性较高, 产生了较高幅值的非定常波动, 并随着质量流量的变化而变化。除此之外, Drolet 等^[29]通过数值模拟的方法验证了此理论的准确性。杨明绥等^[30]、洪志亮等^[31]在某型发动机的实验研究中发现了非整阶振动现象, 在非整阶振动发生时, 发现了螺旋状的声传播。

Spiker^[13]通过假设非整阶振动的锁频、锁相的特征与圆柱绕流现象的涡脱落锁频、锁相的特征相关联, 给出了基于范德波尔振子的预测模型, 可以作为快速预测非整阶振动主要频率成分的工具。

Clark 等^[14]实现了利用两自由度范德波尔振子模型模化流场, 单自由度结构振动标准方程模化叶片, 实现了锁频、锁相特征的复现和极限环振动的复现, 为揭示非整阶振动背后的物理机制提供了一条思路。

王丹^[15]将旋转叶片简化为连续的悬臂梁, 采用范德波尔振子模型结合数值算法进行方程组的降阶求解, 利用奇异性理论对幅频响应分岔特性进行研究, 得到了原系统多解共存的现象。

Hoskoti 等^[16]在将旋转叶片简化为连续的悬臂梁的基础之上, 同样采用数值算法降阶偏微分方程, 对耦合方程进行求解。对前 8 阶的耦合振动响应展开分析, 得到了耦合系数影响耦合系统中的锁定现象的丰富的结果, 确定了第 1 阶耦合振动响应占据主导地位的结论。

综上所述, 非整阶振动现象的耦合机制还不统一, 澄清非整阶振动产生的物理机制, 发展非整阶振动的实验研究迫在眉睫。

2 叶栅实验研究

平面叶栅实验容易实现, 对测试技术的要求相对于压气机实验台低, 能够获得更为丰富的流场细节信息。

静止叶栅叶片表面应用非定常压力测量技术和热膜传感器^[32], 能够获得丰富的叶片气动载荷信息, 非整阶振动机理的叶栅实验研究具有很大的优势。一般叶栅的实验研究分为自由振动叶栅和可控振动叶栅 2 种。自由振动叶栅多用于获取颤振边界, 其实验条件苛刻, 实现较为困难^[33]。协调叶栅属于可控振动叶栅, 叶片以相同的振动频率、幅值运动, 通过测量叶片表面非定常压力获得气动阻尼。但是其控制系统复杂, 且气动弹性实验需要结合不同进口条件、振动折合频率和间相角, 实验的工作量大。

Hanamura 等^[34]提出了一种简化协调叶栅实验的研究方法, 即“影响系数法”。通过只振动一个叶片来获得协调叶栅所有叶片间相位角的气动响应, 此方法得到了广泛的应用^[35-38]。

杨慧等^[39]讨论了叶尖间隙大小对叶栅整体气动阻尼的影响。可以借鉴以上颤振采用的可控振动形式的实验方法, 进行非整阶振动的实验研究。已有较多的研究者^[11, 40-41]采用可控振动叶栅叶片的方法研究非整阶振动。

魏巍^[42]分析了非整阶振动与尖区非定常流动的关联性, 通过振荡叶栅尖区流场实验的研究, 总结了叶栅实验研究流固耦合现象的方法, 并采用影响系数法针对振荡叶栅的整体气动阻尼、叶片表面的压力系数分布在不同攻角、振动频率和叶尖间隙对叶片的气动响应展开了研究。王理想^[43]采用静止叶栅和振荡叶栅对攻角和叶尖间隙对尖区凸包宽频带的流场特征影响进行了研究, 在静止叶栅实验中通过改变叶尖间隙及来流攻角, 对凸包宽频特征的端壁静压进行了分析, 对于叶片气动阻尼及流场特征进行了研究。如图 4 所示, 大攻角来流条件下端壁静压的频谱出现了典型的凸包宽频特征。

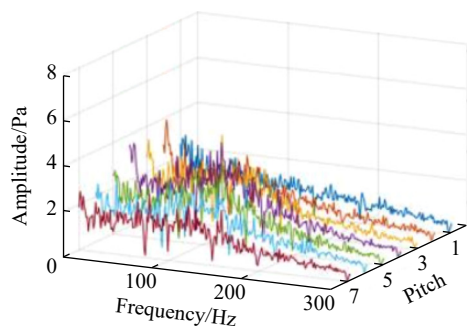


图 4 静止叶栅在 10° 攻角下尖区端壁静压频谱

Fig. 4 Frequency spectrum of tip wall pressure sensors with incidence angle of 10° in a static cascade

研究者采用叶栅实验方法, 研究了叶片振动对叶栅通道流场的单向影响作用。如图 5 所示, 采用 PIV 技术和端壁静压传感器针对通道速度脉动、端壁静压脉动研究了不同的来流条件和叶片振动频率下的变化规律, 对振动叶片影响流场的单向耦合机理展开了实验研究。图 5 中的图例为当地速度的方均根除以当地时均速度。

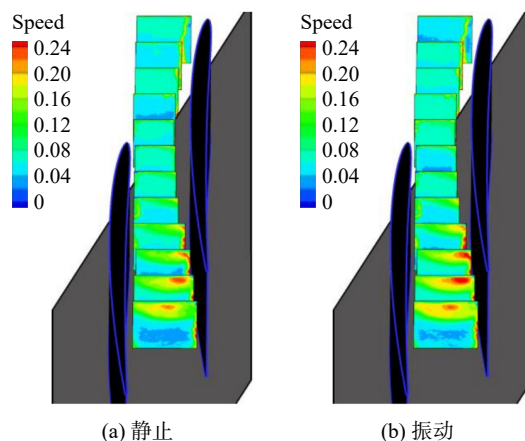
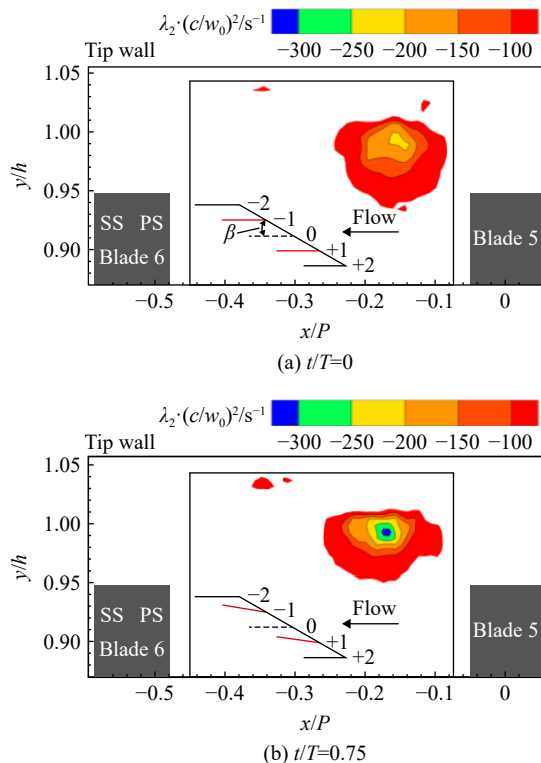


图 5 叶片静止与振动状态下的速度场脉动

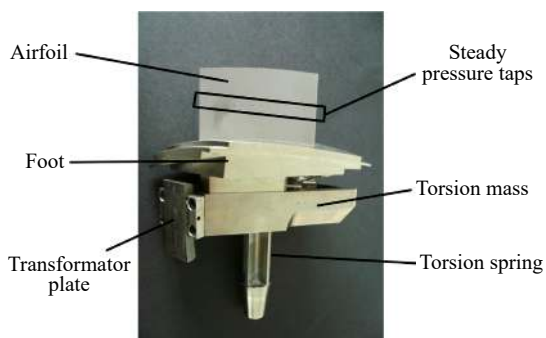
Fig. 5 Velocity oscillation contour at static and vibration blades

施磊等^[44]采用叶栅实验台, 研究了相邻叶片扭转振动的叶尖泄漏流动特征, 发展了扭转振荡条件下叶栅流场 PIV 实验和数据分析方法, 并详细分析了叶片振动周期内的流场变化特征, 并研究了相邻叶片振动的相位差对叶片表面气动阻尼的影响。研究者发展的不同相位下泄漏涡识别方法、表面气动负荷等测试技术, 拓宽了实验测试研究叶片流固耦合振动的方法。

如图 6 所示, 可以看到叶片在一个周期内的振动过程中对流场中涡核的位置和强度均有不同的影响。图中 PS 代表压力面, SS 代表吸力面; t 为叶片振动时间, T 为叶片振动周期; x 为周向, y 为展向; h 为高度, 取 113.7 mm ; P 为栅距, 取 72 mm ; c 为弦长, 取 126.8 mm ; λ_2 为涡量, w_0 为主流速度, β 为安装角。其他计算条件如下: $\tau/c=5\%$, $i=0^\circ$, $L/c=1.0$, 其中 τ 为叶尖间隙, i 为迎角, L 为与前缘弦向的距离。扭转振动的平面叶栅实验为研究复杂的叶片振动形式对通道内流场的影响打开了思路, 通过精巧的设计可以实现相邻叶片不同的振动相位和振动速度, 模拟复杂的叶片振动环境, 采用 PIV 技术和端壁静压阵列对不同振动相位下的通道内流场和叶片表面负荷开展了参数化研究, 表明相邻叶片扭转振动的相位差会明显影响叶片表面的气动负荷。

图 6 一个振动周期内 λ_2 的变化Fig. 6 λ_2 changed in a vibration cycle

Schoenenborn 等^[45]通过静止环形压气机叶栅实验台,设计可控叶片振动机构,完成了振动叶片条件下的叶片表面的压力数据采集,如图 7 所示。对叶片位移进行监测,通过机匣壁面的压力传感器阵列数据,得到机匣壁面的压力分布云图,并与数值仿真的结果进行对比,效果良好。

图 7 实验叶片结构^[45]Fig. 7 Test blade structure^[45]

Keerthi 等^[46]在一个亚声速环形叶栅风洞中进行了实验。风洞气源由一台 75 kW 的风扇驱动,收缩段的比例为 11.3,在叶片的上游布置有 15 个进口导叶。通过一支七孔探针测量位于进口导叶及测试叶片之间的稳态流场参数。通过控制 2 个叶片的振动,在叶片上安装测力传感器,测

量中间叶片所受的力。叶片的运动通过伺服电动机输出连续圆周运动,通过滑块连杆机构实现纵摇振荡,利用激光位移传感器测量 2 个运动叶片的位移参数。

平面叶栅和环形叶栅对于尖区流动细节的捕捉具有一定的优势,对于非整阶振动这种典型的尖区复杂流动耦合叶片振动的现象的研究比较适合。弯曲和扭转振动的叶栅实验台相较于转子实验较为容易实现,便于捕捉复杂振动条件下的流场特征,适合开展非整阶振动的流固耦合机理研究。但是,叶栅实验的周期性和旋转条件下的尖区流动的模拟是限制叶栅实验深刻揭示非整阶振动机理的难题。

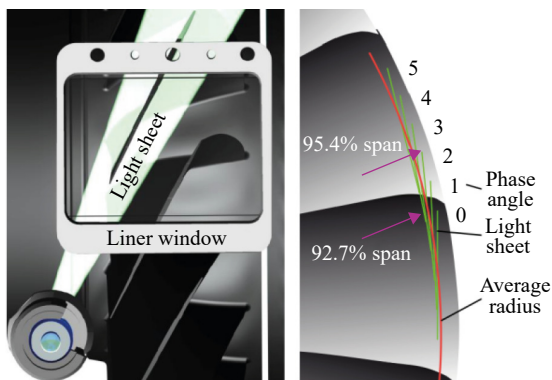
3 压气机实验研究

压气机实验台的高速转动特点,给实验测量流场特征和结构振动带来了新的挑战。

Baumgartner 等^[18]在一台压气机的第一级压气机叶片前缘的机匣壁面采用 Kulite XTE 190 压力传感器采集尖区压力波动特征,采用热线测量尖区转子出口速度,采用滑环将叶片表面粘贴应变片的应变数据实现从旋转叶片表面到静止数据采集系统的输出。频域分析的结果发现了典型的非整阶振动特征,并对壁面压力和叶片振动的频域特征进行了比对分析。

压气机在旋转的过程中如果想得到某一时刻叶片通道内的流场信息和对应的叶片结构振动信息,需要采用 PIV 技术结合同步器锁相技术与叶片振动数据及壁面压力传感器数据相互关联分析,才能够清晰地得到流场作用于叶片结构的过程和特征,为研究压气机内流与叶片结构耦合的机理提供解决方案。Brandstetter 等^[47]在高转速压气机实验台上使用 PIV 和压力传感器获取流场信息,在叶片表面粘贴应变片及非接触叶尖定时技术获得叶片结构振动信息,采用锁相测量的技术方法对压气机近失速非整阶振动问题展开了研究。

内窥二维 PIV 装置用来得到叶片尖区流动特征(如图 8),测量区域分布在 92%~95% 叶高之间。PIV 结果可以通过识别弦向回流及再循环特征捕捉涡破碎,识别叶片前缘附近的轴向速度捕捉到前缘溢出特征,使用涡识别准则得到径向涡的尺寸和位置,如图 9 所示,识别到的径向涡表明了非整阶振动发生时,通道内形成的径向涡具有周向传播的特征。图中 $c_{\tan, \text{vort}}$ 为切向速度,

图 8 压气机转子中 PIV 片光分布位置^[47]Fig. 8 PIV lightsheet placement in compressor rotor^[47]

$c_{\text{rad,vort}}$ 为径向速度, $c_{\text{ax,in}}$ 为轴向速度, c_{vort} 为切向速度和径向速度合成的速度; p 为瞬态压力, Δp 为瞬态压力减去系综平均压力的压力脉动量, $p_{\text{dyn,in}}$ 为入口压力; r_{vort} 为径向涡半径; $L_{\text{rotor pitch}}$ 为转子节距。

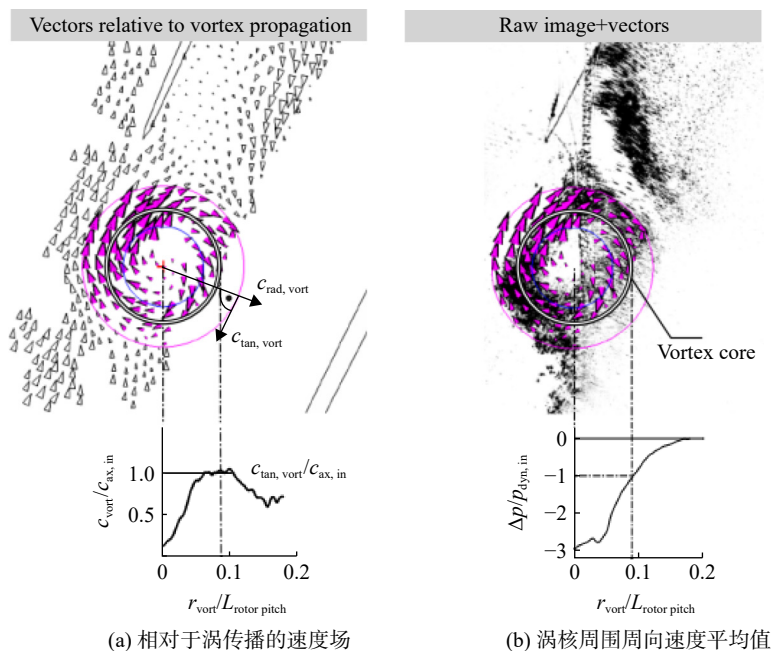
使用 23 只 Kulite XCS-062 动态压力传感器布置在 -75%~108% 轴向弦长位置处, 测量转子区域壁面压力分布。结合锁相信号, 对高频动态压力传感器阵列数据进行插值处理, 获得旋转过程中的叶片通道内的尖区涡结构的周向传播特征。所得涡传播结果如图 10 所示, 对原始信号进行了无量纲化和系综平均, 捕捉到了叶片前缘的径向涡特征。图中 RV(radial vortex) 代表径向涡, $p_{\text{t,in}}$ 为入口总压。

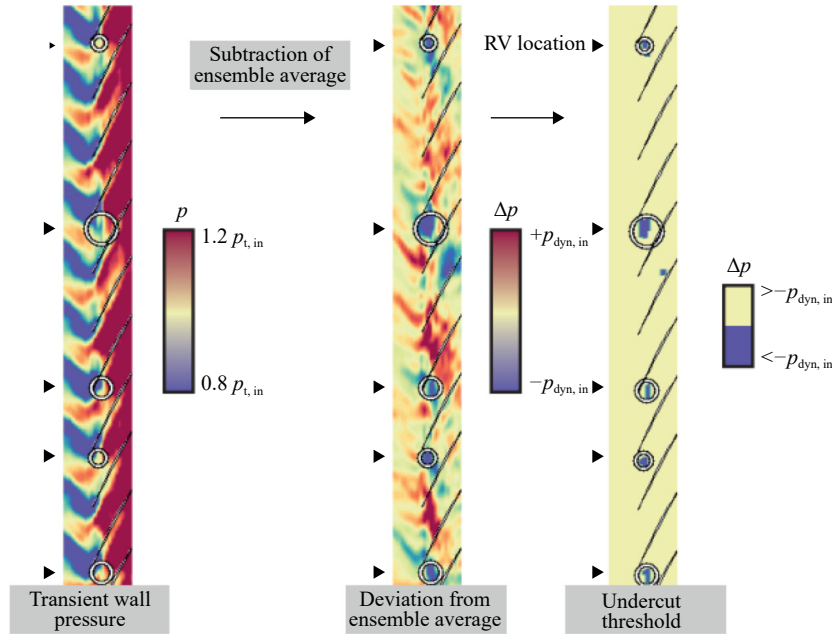
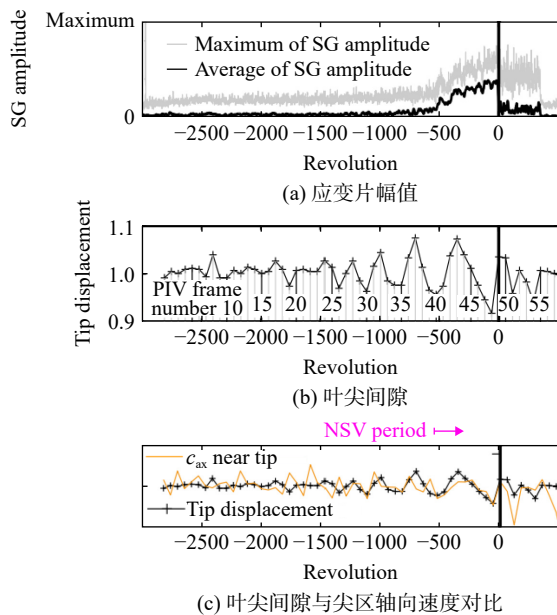
此外, 在叶片前缘的周向还布置了 10 个压力

传感器得到扰动的传播速度。得到径向涡的数量及尺寸, 周向的压力分布及其传播速度。叶片表面粘贴的应变片和叶尖定时传感器用来得到叶片应变波动特征, 其数据被执行了傅里叶变换用来与叶片前缘机匣内壁面周向速度进行比对, 如图 11 所示, 轴向速度的波动特征与叶片变形的特征在非整阶振动发生的范围内吻合较好。图中 SG(strain gauge) 表示应变片, c_{ax} 为尖区轴向速度。图 11(a) 展示了发动机节径为 5.8 在 1 阶扭转状态下的应变片幅值。

通过相关性分析得出了径向涡触发非整阶振动的结论, 周向波数为 13 和振动节径为 8 的叶片之间的耦合关系如图 12 所示。图中数字 1~9 表示径向涡从生成到发展的过程, EO 5.8 和 EO 7.2 表示发动机节径(engine order, EO) 为 5.8 和 7.2, c_{rel} 为径向涡传播速度, U 为静止坐标系下的转子叶尖速度。

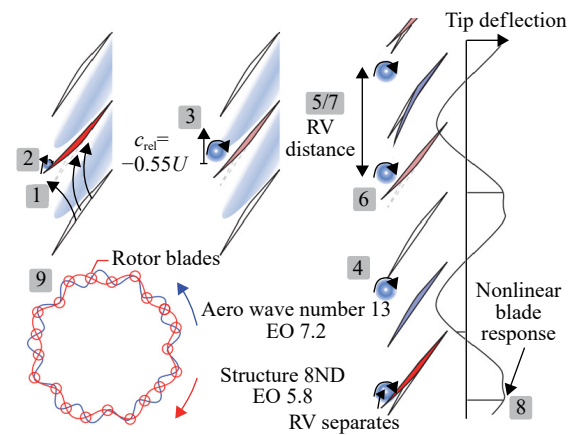
上述的研究限制于 PIV 拍摄的频率, 未能获得动态变化的通道内径向涡的发展特征, 难以直接说明非整阶振动与径向涡的密切关系, 只能通过计算获取周向径向涡波数和叶片振动节径的耦合关系来间接获得了非整阶振动和径向涡的联系。PIV 技术和壁面压力阵列的配合使用, 获取了非整阶振动发生时的尖区流场特征和通道内涡的发展过程。叶片表面粘贴应变片, 获取了非整阶振动状态下叶片的振动数据, 得以与流场数据进行

图 9 径向涡的尺寸和位置^[47]Fig. 9 Size and position of radial vortex^[47]

图 10 壁面压力数据处理检测到的径向涡^[47]Fig. 10 Radial vortex detection in wall pressure recording^[47]图 11 叶片变形与尖区轴向速度对比^[47]Fig. 11 Local blade deflections vs. axial velocity in tip region^[47]

分析非整阶振动发生时的物理机制。这种多物理场的实验手段的配合使用,能够开展非整阶振动的流固耦合实验研究。

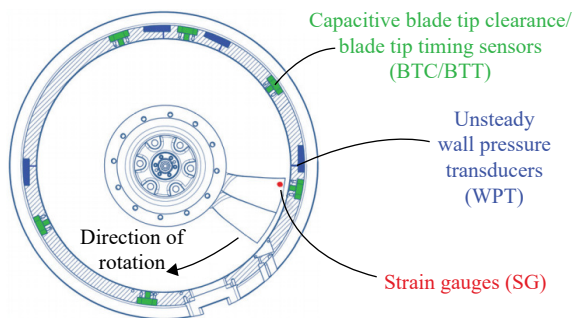
Holzinger 等^[48]在一台 1.5 级跨声速压气机实验台上进行了 3 组测试。对 1 阶扭转振动及气动弹性不稳定进行了测试,并进行了多叶尖间隙参数的测试,研究叶尖间隙尺寸与气动阻尼之间的关系。第 2 次测试发现了旋转不稳定导致的叶片振动,第 3 次测试采用了参考叶尖间隙尺寸,并采

图 12 涡传播与结构耦合^[47]Fig. 12 Vortex propagation and coupled with blade^[47]

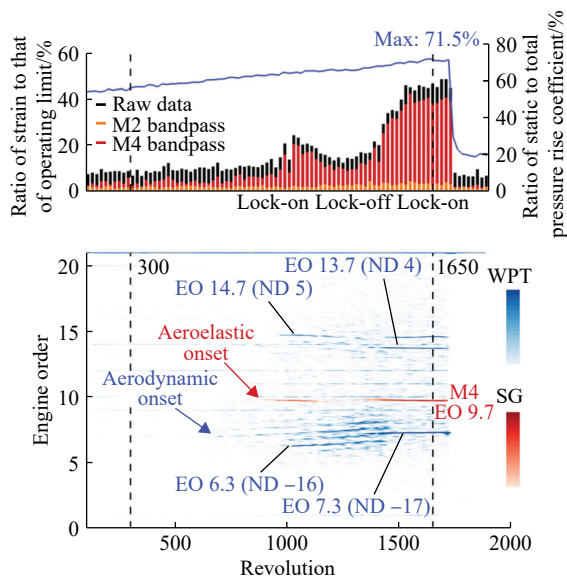
用了非对称的机匣处理方式。机匣处理有效地抑制了之前出现的气动弹性不稳定现象。

在机匣壁面安装了 72 个压阻式压力传感器用于获得叶尖间隙位置的间隙流动特征。压力传感器的采样频率为 500 kHz,并采用了低通滤波 100 kHz 的方法去除高频噪声,提高信噪比。采用在 8 个叶片的 4 个不同位置粘贴应变片的方法监测叶片的振动,除此之外还在机匣壁面安装了 6 个叶尖定时传感器,如图 13 所示,用于监测叶片振动。应变片的采样频率为 100 kHz,叶尖定时传感器的采样频率为 2 500 kHz。

通过对参考间隙尺寸、大叶尖间隙和非轴对称机匣处理方法的 3 种工况的实验,分别采集机

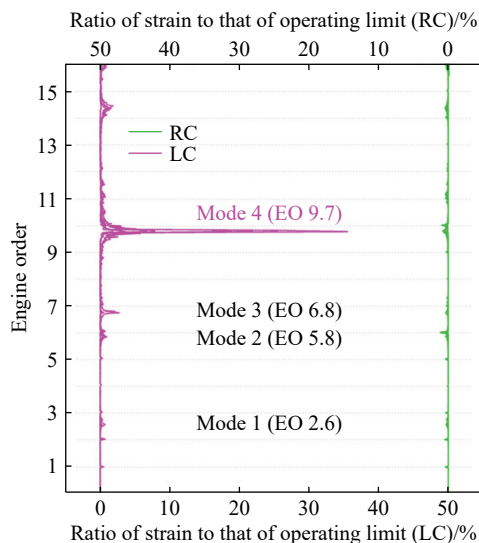
图 13 转子叶片动态数据采集^[48]Fig. 13 Rotor blade dynamic data acquisition^[48]

匣壁面压力和叶尖定时数据及应变片的数据。使用柱状图, 展示应变片变形量及压力传感器数据得到的压力系数, 以及应变片变形量的原始数据及 M2 滤波和 M4 滤波数据。对压力传感器数据及应变片数据进行了频域分析, 并与发动机节径进行倍数比对, 如图 14 所示。图中 ND(nodal diameter) 为节径。

图 14 大叶尖间隙工况下的旋转不稳定性^[48]Fig. 14 Rotating instability with large tip clearance^[48]

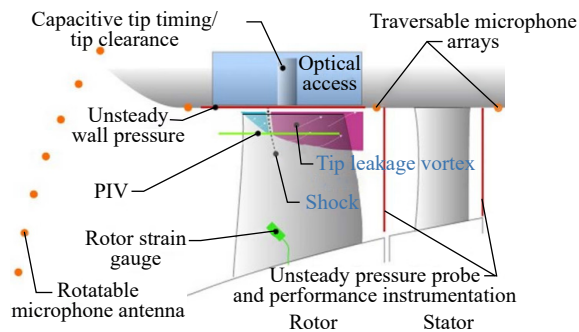
对大叶尖间隙 (LC) 和参考叶尖间隙 (RC) 尺寸下的频谱对比分析, M4 阶次的高应变幅值只出现在了大叶尖间隙的工况下, 揭示了旋转不稳定性与大叶尖间隙之间的联系, 如图 15 所示。

从图 15 中可以看到较多的非整阶振动的频率成分出现, EO9.7、EO6.8 等, 出现在大叶尖间隙工况, 说明了非整阶振动的产生与叶尖间隙的尺寸联系紧密。壁面压力传感器和应变片的配合使用, 能够满足非整阶振动与叶尖间隙尺寸之间联系的相关研究。

图 15 大叶尖间隙最后一个稳定工况点的结构应变^[48]Fig. 15 The last steady condition blade strain of large tip clearance^[48]

压气机内部流动复杂, 工作状态宽泛。不同的工作状态, 内部流动及叶片振动特性必然存在差异。在高速旋转状态下, 声音在内流通道内的传播特征对叶片和流场的影响也不容忽视, 跨声状态下的气动弹性不稳定性造成的叶片振动如何研究, 多物理场耦合分析成为研究此类问题的方案。为此, Brandstetter 等^[49] 通过搭建跨声速风扇实验台, 安装多物理场测试系统 (见图 16), 深入地研究了叶片的气动弹性和气动声学现象。为了满足长时间的研究需要, 配备了复合材料的风扇叶片, 作为研究方法发展的新参考。

通过建立气动弹性耦合研究实验平台及测试方法, 加深了对耦合现象的认识, 对于多物理场耦合现象的预测方法也得到了改进。实验台采用开放测试方法, 低速风扇测试工况, 风扇叶片材料和叶型设计更加新颖, 允许开展更高层次的瞬

图 16 多物理场实验的测试仪器和技术^[49]Fig. 16 Testing instrument and technology of multi-physical field experiment^[49]

态不稳定性现象的研究。实验台的主要设计目标是发展一个多物理场实验装置,验证预测方法的准确性,能够获取流动结构、气动弹性、气动声学现象的较为全面的实验数据。

多通道非定常转子壁面压力阵列及压力探针用于监测激波结构、叶片载荷和旋涡扩展,叶尖间隙区域采用 PIV 技术捕捉转子尖区瞬态速度场,PIV 图像还用于得到流动结构与叶片振动的联系。转子叶片通过在表面粘贴应变片的方法对叶片的振动进行实时监测,采用叶尖定时方法对叶尖间隙进行监测。

Brandstetter 等^[50]在多物理场实验台开展了相关研究。结合转子前后壁面压力传感器、叶片表面应变片、麦克风阵列传感器获取大量的流场、结构场、声场的信息,为解释风扇转子复杂的不稳定性流动机制提供了较为丰富的数据。

Rodrigues 等^[51]在压气机多物理场实验台上对一台风扇的转子叶片开展了实验研究,结合数值模拟研究,揭示了非整阶振动的机理。采用转子叶片尖区壁面动态压力数据和叶片表面的应变片数据展开频谱的关联性分析,对失速状态下的流场和叶片的振动特征进行分析。实验传感器的配备及安装位置对研究非整阶振动具有一定的参考价值。

贺象^[52]通过在一台跨声多级压气机中采用高频动态双孔探针、壁面动态压力传感器开展非整阶振动状态下的流场稳、动态测试,并结合应变片开展叶片振动的结构测试,关联分析了不同的来流状态下的转子进出口流场特征和叶片的振动特征,从旋转不稳定性角度出发,揭示了非整阶振动的流固耦合机理,发展了分析方法。

航空发动机转子叶片振动的测试技术一直都是难点,对于非整阶振动信号的捕捉重构的难度更高。应变片受限于接触测量和使用寿命,并且只能获取个别叶片的振动信息,难以对全周所有叶片的振动信息进行捕捉,限制了对周向流场和叶片非整阶振动的研究。叶尖定时技术是利用周向布置的叶尖定时传感器,通过计算实际叶片到达时间与标准到达时间差,结合转速信息,获得叶片在旋转条件下的弯曲或扭转信息。非接触和全周叶片振动监测的优点,让叶尖定时技术在发动机叶片的振动监测和叶尖间隙监测方面具备了较大的技术优势。下面从叶尖定时技术在国内外的应用研究展开讨论。

普渡大学的 Leng 等^[53]在一台三级高压压气机实验台上开展了非定常壁面压力测量和叶尖定时测量叶片振动的实验,并利用 3 个压力传感器的数据,得到叶片强迫振动状态下的压力波。研究得到了压力波强度与叶片偏转幅值的相关系数,首次公开了利用压力传感器阵列数据与叶片振动数据的相关性,并给出了量化叶片振动幅值的方法。

研究者掌握了设备的坎贝尔图、固有频率和共振转速数据,通过在正常载荷及高载荷工况分别实验 2 次验证实验结果的可靠性。

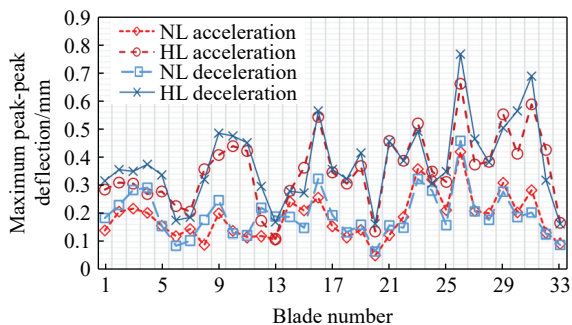
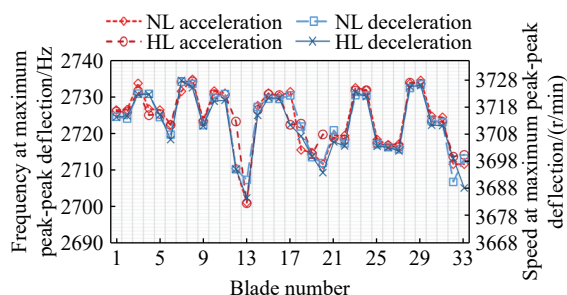
机匣内壁面压力通过使用 3 只超小型 Kulite 传感器(XTL-140),轴向位置在 R2 动叶前缘和 S1 静叶之间,周向分别在 95°、150°、220°位置安装。采样频率为 100 kHz,转速范围在 3 600~3 800 r/min,约为 3 r/s。使用 NI PXIe-1073 机箱和 PXIe-6358 采集板卡来采集数字信号。R2 动叶尾缘处布置有 8 个非侵入式应变测量系统传感器用于捕捉叶片尖部偏转。

研究者使用 spinning mode 方法简化分析压气机内压力波动诱因,结合压气机动静叶转动特征分析,从压力传感器信号中抽取出叶片振动造成的压力脉动特征。将此特征信号进行滤波处理,通过与叶尖定时方法测得的叶片偏转信号进行时域信号对比,验证了此方法的准确性和精度,为研究压气机流体诱发振动提供了另外一种可选的研究方法。

Murray 等^[54]基于多级轴流压气机共振预测的模型,设计实验装置,发展了一种可以减少发动机实验过程中非期望的共振的精确模型,气动数据测试及叶片振动响应数据的分析增强了模型的精度,给出了装置上游和下游叶片阵列一扭振动的坎贝尔图,采用叶尖定时技术和气动力对叶片的响应进行模化。采集分析了叶片振动状态下的机匣壁面压力。

通过改变压气机的载荷,在低、高载荷工况下进行加减速通过共振转速,通过叶尖定时技术对叶尖位移进行监测。对不同载荷工况下每一个叶片的位移情况进行了分析,不同叶片在不同的压气机载荷工况下的位移幅值和频域规律不同,如图 17 和图 18 所示。图中 NL(nominal load)是低载荷,HL(high load)是高载荷。

压气机载荷的变化并不影响叶片的响应频率。采用半功率法计算单自由度曲线,拟合每一个叶片的响应数据计算阻尼比,给出了每一个叶片在

图 17 加减速过程中所有 R2 转子叶片叶尖位移峰值^[54]Fig. 17 Rotor 2 tip deflection for both loading conditions and for acceleration and deceleration speed sweeps^[54]图 18 所有载荷工况叶片最大振动响应幅值对应的频率^[54]Fig. 18 Frequency of blade vibration at maximum response for both loading conditions^[54]

不同载荷工况的加减速过程中的阻尼比变化规律。个别叶片呈现出不同载荷不同阻尼比的现象。傅里叶分析结果显示,在经过共振转速的过程中,转子叶片振动造成的压力波动可以通过在下游布置压力传感器监测到,证实了叶片的受迫振动可以通过压力传感器测量到并且能够量化研究,并且能够通过光纤叶尖定时技术和应变片技术印证。

航空发动机转子叶片振动监测的叶尖定时技术所得的原始数据需要经过一些处理,传统的傅里叶拟合、最小二乘拟合是常用的拟合技术,这类算法需要叶片的坎贝尔图等先验信息才能够得到叶片的振动特征,但是此类方法对于整阶和非整阶振动的特征都能够得到较好的拟合结果。

Fan 等^[55]针对叶尖定时技术,发展了叶尖定时技术与有限元结合的方法研究叶片的振动,发展了叶尖定时技术结合有限元分析技术的分析流程和方法,为研究非整阶振动下叶片的应力应变特征提供了可能的技术路线。

Carassale 等^[56]针对压气机叶片振动的叶尖定时系统中非整阶振动的数据处理方法进行了改进研究。叶尖定时多个传感器信号的分析过程中加入了成分分离过程,对于多模态响应数据能够

分析出多个模态频率成分。对主成分分析方法(PCA)和独立成分分析方法(ICA)处理叶尖定时测得非整阶振动结果的分析方法进行了阐述和优劣势分析。

叶尖定时技术方面段发阶等^[57]、敖春燕等^[58]、Russard^[59]发展了相应的叶尖定时算法获取叶片振动应变应力。王维民等^[60]发展了无键相传感器对叶片同步振动参数辨识的方法。这些针对同步振动的叶尖定时算法的发展,拓展了叶尖定时技术的应用研究范围。

除此之外,在缺乏航空发动机和叶片振动的先验信息条件下,可以通过压缩感知^[61-62]的方法,引入稀疏矩阵,结合压缩感知字典,重构严重欠采样的叶片振动信号。但是,由于非整阶振动信号的周期相位差的原因,压缩感知方法需要将叶尖定时传感器进行等间隔、多传感器安装、增加旋转周期^[63]的条件设定获得较为准确的非整阶振动信号重构。

叶尖定时技术的振动信号重构算法方面,Bouchain 等^[64]通过使用了一种稀疏的 Block-OMP (orthogonal matching pursuit) 算法估计每一个叶片的时频信号,所测工况是非整阶振动条件。这个测试方法及数据处理方法的使用,超过了以前这种复杂振动条件下的算法的精度。通过在叶片表面粘贴应变片的方法,验证了叶尖定时技术新算法的准确度。

在压缩感知叶尖定时技术的重构非整阶振动信号算法研究中,传感器排布算法^[65]、凸优化算法^[66]、贪婪算法^[67]等稀疏向量寻优对叶片非整阶振动时域幅值和频域特征的重构效果还有待进一步研究。

在非整阶振动的耦合机理研究方面,主动振动的平面叶栅和环形叶栅多被研究者用于非整阶振动的流固耦合机理研究,旋转条件下的叶片振动与尖区流动的耦合实现的条件较为困难。在旋转叶片表面实施主动控制的技术,可以作为旋转条件下主动控制叶片振动的非整阶振动实验研究的参考,用以在更加贴近真实条件下研究非整阶振动的流固耦合机理。

Belz 等^[68]通过压电材料及滑环实现旋转风扇叶片的主动振动控制,对于研究叶片振动对流场产生的影响具有重要的意义。研究者指出旋转风扇叶片的气动弹性问题涉及到流固耦合,实验的难点在于将压力传感器布置在叶片的表面和主动控制风扇叶片的振动频率和幅值。图 19 所示

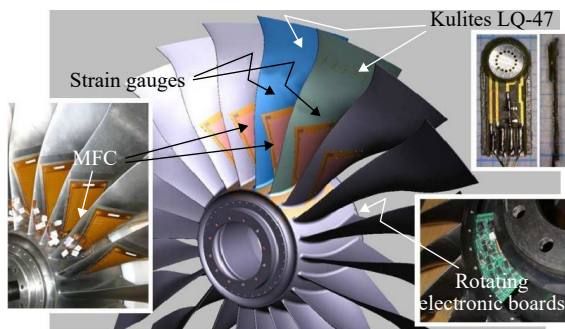


图 19 德国航空航天中心安装了传感器的超高旁路比叶盘^[68]

Fig. 19 Ultra high bypass ratio blisk with measurement sensors in DLR^[68]

为德国航空航天中心(DLR)超高旁路比叶盘,图中MFC(macro fiber composites)是宏观纤维复合材料。

研究者首先将含有压电材料的复合材料对金属平板进行了电击测试,发现压电材料能够使金属平板产生较大的变形,能够满足实验要求。

非整阶振动的特征识别和量化分析研究对于发动机安全性能的优化和设计具有重要的工程应用价值和意义。Brandstetter等^[12]在目前的耦合线性模型研究锁定现象及结构振动的基础上,发现区分颤振及非整阶振动之间的界限不够清晰,难以准确找出非整阶振动产生的根源物理机制。对自激振动的颤振和非整阶振动的预测模型研究进行了回顾和分析,在气动影响系数(aerodynamic influence coefficients, AIC)模型的基础上,引入线性频域模型预测气动弹性的稳定性。这种方法脱胎于耦合系统结构和气动的物理准则和方程式,使得对于非整阶振动的产生的研究能够参数化,比如传播速度和扰动的周向滞留率。实验和数值模拟证明,这个方法能够准确地预测非定常的节径,能够分析非整阶振动的频域特征,并且能够区分非整阶振动及颤振的差异,对量化研究非整阶振动有重要意义。

压气机实验能够紧贴物理实际,能够较好地复现非整阶振动的现象。本部分针对压气机实验,总结了压气机流场、结构场、声场实验研究和实验数据的处理方法。应变片、叶尖定时、PIV、壁面压力阵列等测试技术应用于非整阶振动的研究中,引入了部分研究者基于实验结果对非整阶振动预测模型的研究成果,并对叶片振动测试技术——叶尖定时技术应用于非整阶振动的现状展开了分析。限于篇幅,对于周向压力传感器排布和压力数据处理方法获得周向扰动波数的旋转模

态方法未进行详细介绍。由于高频PIV技术应用于转子通道内的相关研究文献较少,未形成综合性论述。

4 结 论

航空发动机轴流压气机非整阶振动的实验研究的开展具有重要的意义。实验研究能够澄清其产生的机理,并为数值预测模型提供验证的数据库,逐步推进非整阶振动的机理研究和发展方法。

振荡的平面叶栅和环形叶栅实验相比于压气机实验在测试技术应用方面具有优势,可以拓宽叶片振荡频率范围,加强叶片振动与叶片气动阻力的关联研究,深挖非整阶振动锁频、锁相的物理机制。

压气机实验结合流场、声场测试和结构测试技术,能够揭示非整阶振动多物理场特征。总结了转子尖区机匣壁面压力传感器阵列技术及周向布置的压力传感器,转子尖区径向截面和叶片通道弦向截面的高速PIV速度场测量,捕捉尖区非定常流动的非整阶特征及其全转子流场分布特征。叶片表面粘贴应变片、叶尖定时测量叶片非整阶振动技术已经应用于叶轮机械流体诱发振动的研究中。

虽然已有研究者在压气机实验中应用应变片、叶尖定时、PIV技术对非整阶振动的现象进行了研究,但是受限于低频PIV流场测试和部分叶片的应变片数据,仅从径向涡和叶片振动的耦合关系层面间接证明了非整阶振动的产生与径向涡相关。今后还需要继续发展相关的流场测试技术和非接触式全周叶片振动测试技术,获取更加直接明了的非整阶振动产生时的流场和叶片之间的耦合关系,进一步阐明非整阶振动的发生机理。

在非整阶振动流场的测试技术层面,PIV技术能够直接获取流场的速度场信息,前人采用的PIV研究多为低频,结合锁相技术进行平均,难以捕捉到流场的动态特征。虽然目前已有高频PIV出现,但是鲜有将其应用到旋转机械通道内和尖区流场瞬态速度场信息的捕捉。利用高频瞬态速度场数据处理技术,如proper orthogonal decomposition (POD), dynamic mode decomposition (DMD),获得叶片通道内及尖区流场动态特征,以此与叶片结构场的测试数据进行对比分析,将是未来一段时间内值得去研究的重要技术,因为这对揭示非整阶振动的产生机理至关重要。

在缺乏航空发动机压气机先验信息的条件下, 叶片非整阶振动信息的捕捉和重构技术层面, 非接触式的叶尖定时技术结合压缩感知重构非整阶振动信号将是未来一段时间值得研究的方向。目前关于叶尖定时结合压缩感知重构的技术多集中于同步振动信号的重构, 关于非整阶信号的重构方向的研究较少。这些方向包括捕捉非整阶振动信号所需的叶尖定时传感器的随机排布算法与重构精度的相关性研究、经典压缩感知字典与学习压缩感知字典在对非整阶振动信号的重构精度方面的差异和优化算法的研究、压缩感知重构算法对于叶片弯曲和扭转振动幅值的重构, 尤其是非整阶振动信号的幅值和频域重构的难题都是值得投入大量的人力、物力进行深入研究的方向。

目前可信度较高、应用较为成熟的叶片振动监测方式还是叶片表面粘贴应变片的技术, 通过滑环或者遥测的方式将叶片的振动信号传输至采集仪器设备中。随着技术的发展, 将会出现更加成熟、先进的非接触式振动测量技术, 但是应变片在新技术发展的验证和非整阶振动的流固耦合研究中依然发挥着不可替代的作用。

理论预测方面, 非整阶振动的理论预测降阶模型, 同样具有重要的工程意义。利用范德波尔振子和单自由度的叶片振动模型, 结合流固耦合参数做出更加准确的预测工具有重要的工程应用价值。目前关于非整阶振动的降阶预测多为单范德波尔振子模型, 非整阶振动的流场激励源并非单一的激励源。因此, 多激励源的流场振子模型结合多自由度的叶片振动模型也非常具有研究价值。非整阶振动的参数化研究和特征识别也具有重要的科研和工程价值, 在此方面国内还没有相关的研究出现, 亟需大量的实验研究和数据整理, 提出较为适用非整阶振动的量化模型工具。

不断改进实验技术, 应用于非整阶振动的研究中, 才能够获得更为准确、丰富的非整阶振动的信息, 获得更具有说服力的依据去揭示其复杂的耦合机理。

参考文献:

- [1] 马宏伟, 蒋浩康. 压气机转子通道内尖区三维平均流场[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(2): 167-171.
MA Hongwei, JIANG Haokang. Three-dimensional flow field inside a compressor rotor tip region[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(2): 167-171. (in Chinese)
- [2] 马宏伟, 蒋浩康. 压气机不同状态下转子出口三维紊流流场[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(3): 268-272.
MA Hongwei, JIANG Haokang. 3D turbulent flow at compressor rotor exit under different flow conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(3): 268-272. (in Chinese)
- [3] MA Hongwei, WEI Wei, XAVIER O. Experimental investigation of flow field in a laboratory-scale compressor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1): 31-46.
- [4] IM H S, ZHA Gecheng. Effects of rotor tip clearance on tip clearance flow potentially leading to NSV in an axial compressor[R]. ASME GT2012-68148, 2012.
- [5] ESPINAL D, IM H S, ZHA Gecheng. Full-annulus simulation of nonsynchronous blade vibration excitation of an axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140: 031008.1-031008.
- [6] GAN Jiaye, IM H S, ESPINAL D. Investigation of a compressor rotor non-synchronous vibration with and without fluid-structure interaction[R]. ASME GT2014-26478, 2014.
- [7] CLARK S T, BESEM F M, KIELB R E. Developing a reduced-order model of nonsynchronous vibration in turbomachinery using proper-orthogonal decomposition methods[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137: 052501.1-052501.11.
- [8] PATEL P, YANG Yunchao, ZHA Gecheng. Improved delayed detached eddy simulation (IDDES) of a 1.5 stage axial compressor non-synchronous vibration[R]. ASME GT2020-15073, 2020.
- [9] ZHANG Mingming, HOU Anping. Investigation on the flow field entropy structure of non-synchronous blade vibration in an axial turbocompressor[J]. *Entropy*, 2020, 22(12): 1372.1-1372.17.
- [10] ZHANG Mingming, HOU Anping, HAN Yadong. Investigation on the mechanism and parametric description of non-synchronous blade vibration[J]. *Entropy*, 2021, 23(4): 383.1-383.18.
- [11] HOLLENBACH R, KIELB R, HALL K. Extending a Van der Pol based reduced-order model for fluid-structure interaction applied to non-synchronous vibrations in turbomachinery[R]. ASME GT2021-58965, 2021.
- [12] BRANDSTETTER C, STAPELFELDT S. Analysis of a linear model for non-synchronous vibrations near stall[J]. *International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power*, 2021, 6(3): 26.1-26.14.
- [13] SPIKER M A. Development of an efficient design method for non-synchronous vibrations[D]. Durham, US: Duke University, 2008.
- [14] CLARK S T, KIELB R E, HALL K C. Developing a reduced-order model to understand non-synchronous vibration(NSV) in turbomachinery[R]. ASME GT2012-68145, 2012.
- [15] 王丹. 航空发动机压气机叶片流固耦合振动动力学特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
WANG Dan. Study on the dynamics of vibrations for the aero-engine compressor blades considered the fluid-structure interactions [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [16] HOSKOTI L, MISRA A, SUCHEENDRAN M M. Frequency lock-in during vortex induced vibration of a rotating blade[J]. *Journal of Fluid and Vibration*, 2018, 80: 145-164.
- [17] LIU J M, HOLSTE F, NEISE W. On the azimuthal mode structure of rotating blade flow instabilities in axial turbomachines[R]. AIAA 96-1741, 1996.
- [18] BAUMGARTNER M, KAMEIER F, HOURMOUZIADIS J. Non-engine order blade vibration in a high pressure compressor[R]. Melbourne, Australia: 12th International Symposium on Airbreathing Engines, 1995.
- [19] BLEVINS R D. 流体诱发振动[M]. 吴恕三, 王觉, 译. 北京: 机械工业出版社, 1983.
- [20] SPIKER M A, KIELB R E. Efficient design method for non-syn-

- chronous vibrations using enforced motion[R]. ASME GT2008-50599, 2008.
- [21] KIELB R E, BARTER J W, THOMAS J P. Blade excitation by aerodynamic instabilities: a compressor blade study[R]. ASME GT2003-38634, 2003.
- [22] HAN Le, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Locked-in phenomenon between tip clearance flow instabilities and enforced blade motion in axial transonic compressor rotors[R]. ASME GT2020-16050, 2020.
- [23] STAPELFELDT S, BRANDSTETTER C. Non-synchronous vibration in axial compressors: lock-in mechanism and semi-analytical model[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 488(8): 115649.1-115649.10.
- [24] MOLLER D, SCHIFFER H P. On the mechanism of spike stall inception and near stall nonsynchronous vibration in an axial compressor[R]. ASME GT2020-14711, 2020.
- [25] THOMASSIN J, HUU D V. Blade tip clearance flow and compressor NSV: the jet core feedback theory as the coupling mechanism[R]. ASME GT2007-27286, 2007.
- [26] HO Chiming, NOSSIER N S. Dynamics of an impinging jet: Part 1 the feedback phenomenon[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1981, 105: 119-142.
- [27] HUU D V. Role of tip clearance flow in rotating instabilities and nonsynchronous vibration[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26: 556-561.
- [28] CAMP T R. A study of acoustic resonance in a low-speed multi-stage compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121: 36-43.
- [29] DROLET M, HUU D V, THOMASSIN J. Numerical investigation into non-synchronous vibrations of axial flow compressors by the resonant tip clearance flow[R]. ASME GT2009-59074, 2009.
- [30] 杨明绥, 刘思远, 王德友, 等. 航空发动机压气机声共振现象初探[J]. *航空发动机*, 2012, 38(5): 36-42.
- YANG Mingsui, LIU Siyuan, WANG Deyou, et al. Study of acoustic resonance for aeroengine compressors[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(5): 36-42. (in Chinese)
- [31] 洪志亮, 赵国昌, 杨明绥, 等. 航空发动机压气机内部流体诱发声共振研究进展[J]. *航空学报*, 2019, 40(11): 023139.1-023139.12.
- HONG Zhiliang, ZHAO Guochang, YANG Mingsui, et al. Development of flow-induced acoustic resonance in aeroengine compressors[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(11): 023139.1-023139.12. (in Chinese)
- [32] SUGENE F, FIEDLER K. An experimental investigation into unsteady blade forces and blade losses in axial compressor blade cascade[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108: 47-52.
- [33] 杨慧, 郑赞. 测量叶轮机振动叶片表面非定常气动响应的实验技术——影响系数法[J]. *实验流体力学*, 2011, 25(3): 71-77.
- YANG Hui, ZHENG Yun. Experimental technique for measuring unsteady aerodynamics of vibrating blade in turbomachinery: influence coefficient method (ICM)[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2011, 25(3): 71-77. (in Chinese)
- [34] HANAMURA Y, HIDEO T, KAZUO Y. A simplified method to measure unsteady forces acting on the vibrating blades in cascade[J]. *Bulletin of the Japan Society of Mechanical Engineers*, 1980, 23(180): 880-887.
- [35] WATANABE T, KAJI S. Experimental study on unsteady aerodynamic characteristics of an oscillating cascade with tip clearance[J]. *Japan Society of Mechanical Engineers International Journal*, 1988, 31(4): 660-667.
- [36] EHRlich D A, FLEETER S. Incidence effects on chordwise bending cascade unsteady aerodynamics[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(2): 284-291.
- [37] NOWINSKI M, PANOVSky J. Flutter mechanisms in low pressure turbine blades[R]. ASME 1998-GT-573, 1998.
- [38] BELL D L, HE Li. Three-dimensional unsteady flow for an oscillating turbine blade and the influence of tip leakage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122: 93-101.
- [39] 杨慧, 何力, 王延荣. 压气机线性振荡叶栅气弹试验研究二: 叶尖间隙的影响[J]. *航空学报*, 2008, 29(4): 804-810.
- YANG Hui, HE Li, WANG Yanrong. Experimental study on aeroelasticity in linear oscillating compressor cascade: Part 2 tip clearance effect[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 804-810. (in Chinese)
- [40] HOLLENBACH R, KIELB R, HALL K. Unsteady pressures analysis of an oscillating airfoil exhibiting nonsynchronous vibrations as applied to turbomachinery[R]. San Diego, US: AIAA SciTech Forum, 2022.
- [41] HAN Le, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Lock-in phenomenon of tip clearance flow and its influence on aerodynamic damping under specified vibration on an axial transonic compressor rotor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 35(3): 185-200.
- [42] 魏巍. 叶顶几何对轴流压气机气动性能及尖区非定常流动的影响[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015.
- WEI Wei. Experimental investigation of the effects of tip geometry on the performance and unsteady flow field in a large-scale compressor[D]. Beijing: Beihang University, 2015. (in Chinese)
- [43] 王理想. 压气机平面叶栅尖区流动及其与叶片振动耦合机理的研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
- WANG Lixiang. Investigation of the flow in the tip region of a compressor cascade and its coupling with blade vibration[D]. Beijing: Beihang University, 2017. (in Chinese)
- [44] SHI Lei, MA Hongwei, YU Xinghang. POD analysis of the unsteady behavior of blade wake under the influence of laminar separation vortex shedding in a compressor cascade[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106056.1-106056.15.
- [45] SCHOENENBORN H, CHENAUX V, OTT P. Aeroelasticity at reversed flow conditions: Part 1 numerical and experimental investigations of a compressor cascade with controlled vibration[R]. ASME GT2011-45034, 2011.
- [46] KEERTHI M C, KUSHARI A. Experimental study of the unsteady blade forces in an oscillating annular compressor cascade[R]. ASME GTINDIA2015-1333, 2015.
- [47] BRANDSTETTER C, JUNGST C M, SCHIFFER H P. Measurement of radial vortices, spill forward and vortex breakdown in a transonic compressor[R]. ASME GT2017-64576, 2017.
- [48] HOLZINGER F, WARTZEK F. Self-excited blade vibration experimentally investigated in transonic compressors: rotating instabilities and flutter[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138: 041006.1-041006.9.
- [49] BRANDSTETTER C, PAGES V. Project phare 2: a high speed UHBR fan test facility for a new open-test case[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141: 101004.1-101004.9.
- [50] BRANDSTETTER C, PAOLETTI B, OTTAVY X. Compressible modal instability onset in an aerodynamically mistuned transonic fan[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141: 031004.1-031004.11.
- [51] RODRIGUES M, SOULAT L, PAOLETTI B, et al. Aerodynamic

- investigation of a composite low-speed fan for UHBR application[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143: 101004.1-101004.12.
- [52] 贺象. 轴流压气机非定常扰动及失速先兆的数值模拟和实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- HE Xiang. Numerical and experimental investigation of unsteady disturbance and stall inception in axial compressors[D]. Beijing: Beihang University, 2012. (in Chinese)
- [53] LENG Yujun, KEY N L. Utilization of fast response pressure measurements to non-intrusively monitor blade vibration in axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(3): 031001.1-031001.12.
- [54] MURRAY III W L, KEY N L. Experimental investigation of a forced-response condition in a multistage compressor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1320-1329.
- [55] FAN C, RUSSHARD P, WANG A. Analysis of blade tip timing data from fan blades with synchronous and non-synchronous vibration[R]. Ancona, Italy: 13th International Conference on Vibration Measurements by Laser and Noncontact Techniques, 2018.
- [56] CARASSALE L, COLETTI F, GUIDA R. Multi-channel spectral analysis of non-synchronous vibrations of bladed disks measured by blade tip timing[R]. ASME GT2020-15512, 2020.
- [57] 段发阶, 李刚, 叶德超, 等. 基于叶尖定时的叶片动应力反演方法[J]. *纳米技术与精密工程*, 2016, 14(3): 161-166.
- DUAN Fajie, LI Gang, YE Dechao, et al. Method for inversing dynamic stress of blade based on tip-timing[J]. *Nano-technology and Precision Engineering*, 2016, 14(3): 161-166. (in Chinese)
- [58] 敖春燕, 乔百杰, 刘美茹, 等. 基于非接触式测量的旋转叶片动应变重构方法[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(3): 569-580.
- AO Chunyan, QIAO Baijie, LIU Meiru, et al. Dynamic strain reconstruction method of rotating blades based on no-contact measurement, 2020, 35(3): 569-580. (in Chinese)
- [59] RUSSHARD P. Blade tip timing (BTT) uncertainties[J]. AIP Conference Proceedings, 2016, 1740(1): 020003.1-020003.13.
- [60] 王维民, 任三群, 陈立芳, 等. 涡轮机叶片同步振动参数辨识方法研究(实验研究)[J]. *振动与冲击*, 2017, 36(17): 127-133.
- WANG Weimin, REN Sanqun, CHEN Lifang, et al. Tests for synchronous vibration parametric identification method of a turbine's blades[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2017, 36(17): 127-133. (in Chinese)
- [61] 许敬晖, 乔百杰, 滕光蓉, 等. 基于压缩感知的叶端定时信号参数辨识方法[J]. *航空学报*, 2021, 42(5): 524229.1-524229.11.
- XU Jinghui, QIAO Baijie, TENG Guangrong, et al. Parameter identification of blade tip timing signal using compressed sensing[J]. *Acta Aeronautica Astronautica Sinica*, 2021, 42(5): 524229.1-524229.11. (in Chinese)
- [62] 徐海龙, 杨拥民, 胡海峰, 等. 基于压缩感知的叶端定时欠采样多品叶片振动盲重构研究[J]. *机械工程学报*, 2019, 55(13): 113-121.
- XU Hailong, YANG Yongmin, HU Haifeng, et al. Compressed sensing-based blind reconstruction of multi-frequency blade vibration from under-sampled BTT signals[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(13): 113-121. (in Chinese)
- [63] 张智伟, 柴鹏飞, 孙宗翰, 等. 高可靠小条件数压缩感知叶尖定时信号辨识[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(3): 509-519.
- ZHANG Zhiwei, CHAI Pengfei, SUN Zonghan, et al. High reliability identification method of blade tip timing signals based on compressed sensing under small condition number[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(3): 509-519. (in Chinese)
- [64] BOUCHAIN A, PICHERAL J, LAHALLE E, et al. New possibilities for analyzing complex asynchronous blade vibrations from tip-timing data using a sparse spectral analysis method[R]. ASME GT2019-91573, 2019.
- [65] DIAMOND D H, HEYNS P S. A novel method for the design of proximity sensor configuration for rotor blade tip timing[J]. *Journal of Vibration and Acoustic*, 2018, 140(6): 061003.1-061003.8.
- [66] CHEN S S, DONOHO D L, SAUNDERS M A. Atomic decomposition by basis pursuit[J]. *Society for Industrial and Applied Mathematics Review*, 2001, 43(1): 129-159.
- [67] 梁道森, 潘云璨, 张誉瀚, 等. 基于压缩感知的整体叶盘多模态振动叶尖定时信号重构方法[J]. *推进技术*, 2021, 42(11): 2578-2589.
- LIANG Daosen, PAN Yuncan, ZHANG Yuhan, et al. Multi-modal vibration tip timing signal reconstruction method for blisk based on compressed sensing[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(11): 2578-2589. (in Chinese)
- [68] BELZ J, MAY M, SIEMANN J, et al. Excited blade vibration for aeroelastic investigations of a rotating blisk piezo-electric macro fiber composites[R]. ASME GT2013-95735, 2013.

(编辑: 秦理曼)