

# 基于叶尖定时技术的非接触式叶片叶尖扭转角测试及应用

姜金伟, 安中彦, 高涵宇, 刘 海  
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 为了验证风扇转子叶片反扭设计的准确性及获取不同气动状态、不同转速条件下叶片扭转变形情况, 建立叶片扭转应用理论模型, 开发了基于叶尖定时技术的非接触式叶片叶尖扭转角测试技术, 在发动机风扇转子叶片上开展了旋转状态下的叶片叶尖扭转角测试和仿真计算。结果表明: 叶片叶尖扭转角变形理论计算值为  $1.5^\circ$ , 实测值为  $1.4^\circ$ ; 采用统计分析方法计算稳态转速风扇转子叶片所有叶片叶尖扭转角最大标准偏差为  $0.1^\circ$ , 是因加工误差、装配误差、气流扰动和振动因素导致的; 单个叶片叶尖扭转角最大标准偏差为  $0.01^\circ$ , 是因气流扰动和振动因素影响所导致的。该项测试技术成功地验证了叶型反扭设计, 稳态转速风扇转子单个叶片叶尖扭转角小于所有叶片叶尖扭转角的离散度。

**关键词:** 叶片扭转; 叶尖定时; 转子叶片; 非接触式测试; 航空发动机

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.022

## Application of Non-contact Blade Tip Twist Angle Measurement Technique Based on Tip-timing

LOU Jin-wei, AN Zhong-yan, GAO Han-yu, LIU Hai

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

**Abstract:** In order to verify the accuracy of the blade reverse-twist design of a fan rotor and obtain the blade twist deformation under different aerodynamic conditions and different rotational speeds, a theoretical model for blade twist was established and a non-contact blade tip twist angle measurement technique based on blade tip-timing was developed. Measurement and simulation of the blade tip twist angle of the aeroengine fan rotor under rotating conditions were carried out. The results show that the theoretical twist angle of the blade tip is  $1.5^\circ$ , and the measured twist angle of the blade tip is  $1.4^\circ$ . Through statistical analysis, the maximum standard deviation of the all-blade tip twist angles under steady rotational speeds is  $0.1^\circ$ , which is caused by machining errors, assembly errors, airflow disturbance, and vibration; while the maximum standard deviation of the single-blade twist angles is  $0.01^\circ$ , which is influenced by airflow disturbance and vibration. The measurement technique successfully verified the blade reverse-twist design. The dispersion of the fan rotor single-blade tip twist angles at steady rotational speeds is less than that of the all-blade.

**Key words:** blade twist; blade tip-timing; rotor blade; non-contact measurement; aeroengine

## 0 引言

为满足现代涡扇发动机高推重比、低耗油率的需求, 促使发动机的涵道比进一步增大, 风扇叶片结构向弯掠、宽弦、空心等方向发展<sup>[1-3]</sup>。为进一步减重、增加强度性能, 转子叶片材料应用选型向复合材料方向发展<sup>[4]</sup>。这种结构及材料使得风扇叶片刚性相对降低, 在离心力、气动力和热负荷等多种负荷作用下更

易发生扭转变形。叶片扭转变形具有非线性的特点, 随着转速和气动载荷的提高而增大<sup>[5]</sup>。目前在叶型设计时主要采用反扭转程序预估叶片在设计工作点的叶片扭转变形。

Mahajan 等<sup>[6]</sup>考虑了离心负荷并分析预测了冷态叶型, 再加载气动力和非均匀温度场计算出叶片变形量, 通过反复修正得到最终的冷态叶型; 王营等<sup>[7]</sup>采用流固耦合数值计算方法研究了宽弦风扇叶片在非定

收稿日期: 2022-03-10 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 姜金伟(1992), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 姜金伟, 安中彦, 高涵宇, 等. 基于叶尖定时技术的非接触式叶片叶尖扭转角测试及应用[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 159-163. LOU Jinwei, AN Zhongyan, GAO Hanyu, et al. Application of non-contact blade tip twist angle measurement technique based on tip-timing[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 159-163.

常条件下的变形情况,结果显示叶片在力作用下发生最大位移的位置是叶尖前缘;Liu<sup>[8]</sup>通过研究表明,叶片变形会影响叶尖间隙、几何进口角等叶型参数,从而使风扇转子偏离设计点工作,特别是跨声速风扇的叶片变形会引起激波位置发生变化,进而影响风扇性能和效率,甚至会使气动弹性稳定性降低;刘杰等<sup>[9]</sup>通过3维计算方法得到叶片扭转角随叶高及转速呈非线性变化规律,采用修正叶片扭转角方法使整体叶盘风扇性能得到明显提高;郑赞等<sup>[10-11]</sup>采用投影-形函数插值的新方法对风扇叶片进行了反扭设计计算,得到叶片扭转角随叶高的变化规律,且表明跨声速风扇叶片变形会导致通道内的激波前移,激波强度增强,流量减少,效率降低;Pesatori等<sup>[12]</sup>通过试验指出叶片扭转角很小的变化都可能对叶片的气动性能和流场分布产生影响;王永亮等<sup>[13]</sup>考虑了离心和气动负荷作用,基于弱耦合方法完成了跨声速压气机的叶片反扭设计。在叶型修正设计定型完成后需测试不同工况下叶片扭转变形,确认变形后的叶型是否满足气动设计要求。目前,旋转状态下叶片叶尖扭转角测量技术很少在公开发表的文献资料中查到。为了研究在旋转状态下叶片叶尖扭转情况,开发了基于叶尖定时技术的叶片叶尖扭转角测试技术和方法。

叶尖定时技术是一种间接式测量方法,在转子叶片旋转状态下测量叶片叶尖的到达时刻。Heath等<sup>[14-15]</sup>开展了叶尖定时技术应用研究。本文将叶尖定时技术与叶片扭转模型相结合,实现了在旋转状态下转子叶片扭转角测量技术,并在发动机风扇上进行验证。

## 1 叶片叶尖扭转角测试技术原理

非接触式叶片叶尖扭转角测试系统是基于经典叶尖定时技术研发的。结合发动机工作状态,转子叶片叶尖扭转变形数学模型,将叶片前后缘测试的到达时刻和转速时刻的脉冲信号转化为叶片扭转角。叶片叶尖扭转角测试系统如图1所示,包括前后缘传感器、转速传感器、信号采集和处理模块。

分别在叶片前后缘对应机匣上开孔安装2支传

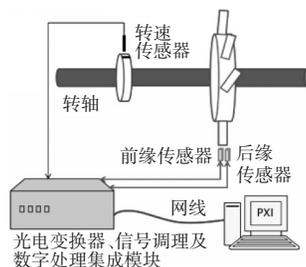


图1 叶片叶尖扭转角测试系统

感器。当叶片在不发生扭转变形时,叶片同时到达前后缘传感器;当叶片发生扭转变形时,叶片到达前后缘传感器存在一定的时间差。建立前后缘测量时间差与扭转角的数学关系。叶片扭转角测量数学模型如图2所示。从图中可见, $a$ 、 $b$ 分别为叶片叶尖前后缘测点轴向距离、周向距离; $\theta$ 为叶片叶尖扭转角。当叶片前后缘掠过前后缘传感器时,飞行时间差 $\Delta t$ 及前后缘传感器轴向距离 $a$ 和周向距离 $b$ 与叶片扭转角 $\theta$ 构成三角形呈正切关系。转子在旋转状态,叶片叶尖扭转角采集系统采集到的转速、前后缘传感器到达时刻序列脉冲如图3所示。同一号叶片前后缘飞行时间差 $\Delta t$ 可通过时间序列计算得到。图中, $\{t_i\}$ 为转速序列脉冲到达时刻; $\{t_{Lij}\}$ 、 $\{t_{Eij}\}$ 分别为叶片前后缘序列脉冲到达时刻,其中, $i$ 、 $j$ 分别代表圈数、叶片号。

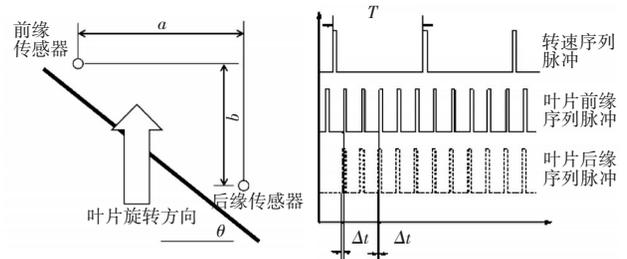


图2 叶片叶尖扭转角测量数学模型 图3 转速、叶片前后缘到达时刻序列脉冲

假设转子叶片在稳态转速旋转过程中,叶片不发生振动或振动很小可忽略不计,叶片扭转变形公式为

$$T_i = t_i - t_{i-1} \quad (1)$$

$$v_i = \frac{\pi \cdot D}{T_i} \quad (2)$$

$$\Delta t_{ij} = t_{Lij} - t_{Eij} \quad (3)$$

$$\Delta d_{ij} = v_i \cdot \Delta t_{ij} \quad (4)$$

$$\Delta d_{ij} = \pi \cdot D \cdot \frac{\Delta t_{ij}}{T_i} \quad (5)$$

$$\theta = \arctan \frac{b - \pi \cdot D \cdot \frac{\Delta t_{ij}}{T_i}}{a} \quad (6)$$

式中: $T_i$ 为转子每圈的旋转周期; $v_i$ 为转子叶片叶尖线速度; $\Delta d_{ij}$ 为叶片叶尖前后缘飞行距离差; $D$ 为叶片叶尖直径。

转子每圈的旋转周期 $T_i$ 见式(1),由式(2)推导出转子叶片叶尖线速度 $v_i$ ,同步测量叶片前后缘到达时刻,前后缘飞行时间差见式(3),结合叶片叶尖线速度 $v_i$ 建立飞行时间差与飞行距离差关系见式(4)。

由式(6)可知转子旋转周期  $T_i$  和飞行时间差  $\Delta t_{ij}$  与叶片扭转角  $\theta$  的转化关系。当叶片未发生扭转时,同一号叶片同时达到前后缘测点,飞行时间差为 0。由式(6)可知,叶片扭转角为  $\theta = \arctan \frac{b}{a}$ ,当叶片发生扭转时,同一号叶片不同时达到前后缘测点,飞行时间差不为 0,叶片扭转角由式(6)计算。

### 2 测试方案

进行发动机风扇叶片叶尖扭转测量采集分析。将风扇转子叶片叶尖静态扭转角设计为  $65.2^\circ$ ,盘片采用盘榫结构连接,由于存在加工、装配公差,风扇转子叶片叶尖公差范围为  $\pm 0.06^\circ$ 。在叶尖扭转测试系统中,转速传感器采用了磁电式霍尔转速传感器,生成具有定位功能的一圈一个脉冲信号的 OPR 转速。前后缘传感器可采用光纤传感器、电涡流传感器和电容传感器,本次试验优先选用频响高、灵敏度好、尺寸小的收发一体 Y 型光纤传感器。信号调理模块对原始信号进行滤波、增益、降噪处理。数据采集模块通过 NI 公司 PXI-8840 控制器进行高速实时采集分析,叶片到达时刻脉冲时间分辨率精度为  $12.5 \times 10^{-9}s$ 。前后缘光纤传感器分别安装在风扇转子叶片叶尖前缘和后缘位置对应机匣上,同时,保证光纤传感器输出光垂直于叶片叶尖。前后缘光纤传感器周向角度分布如图 4 所示。从图中可见,前后缘光纤传感器周向夹角为  $15^\circ$ ,逆航向为风扇由前向后的观测方向。采用标准模拟信号对叶片叶尖扭转角测试系统进行标定,该测试系统采集误差为  $0.004^\circ$ 。标准模拟信号是采用高精度到达脉冲序列对转速信号和前后缘到达脉冲信号进行同步模拟仿真。采用非接触式叶片扭转角测试系统实时采集风扇在工作状态中叶片叶尖扭转角,并对风扇转子叶片叶尖扭转角进行分析。

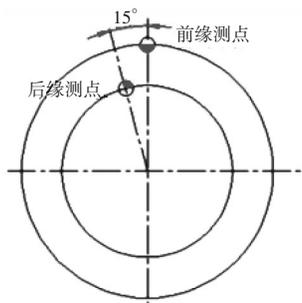


图 4 前后缘光纤传感器周向角度分布(逆航向)

### 3 试验结果分析

风扇沿工作线气动状态进行物理升转试车,1号转子叶片叶尖扭转角随转速变化如图 5 所示。图中

蓝线为转速,红线为叶片叶尖扭转角度。从图中可见,在低状态(物理转速为  $300 \text{ r/min}$ )下,叶片叶尖扭转角为  $65.2^\circ$ ,随着物理转速提高,叶片叶尖扭转角逐渐减小,当到达最高物理转速时,叶片叶尖扭转角为  $63.8^\circ$ ,全过程叶片叶尖扭转角减小了  $1.4^\circ$ 。在各稳态转速区间,叶片叶尖扭转角基本保持不变。叶片弹性变形计算使用非线性有限元分析软件 abaqus,在最高物理转速时,对叶片叶型加载离心载荷和气动载荷仿真计算结果如图 6 所示,AB 为加载载荷后叶型,CD 为加载载荷前叶型。从图中可见,加载前后叶片叶尖扭转了  $1.5^\circ$ 。测试结果与仿真计算结果相差了  $0.1^\circ$ ,在误差接受范围内,理论计算值和试验测试值基本一致,验证了叶型反扭设计。

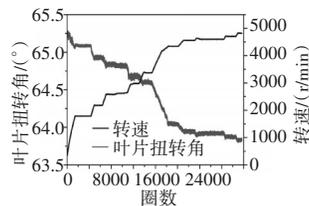


图 5 风扇物理转速升高过程中叶片叶尖扭转角随转速变化

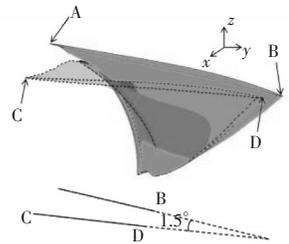


图 6 叶片弹性变形仿真计算结果

进一步分析不同转速整级转子所有叶片的叶尖扭转角,转速分别为  $1780$ 、 $2610$ 、 $4810 \text{ r/min}$  时所有叶片叶尖扭转角如图 7 所示。从图中可见,采集到的同一圈整级所有叶片相互间的叶片叶尖扭转角存在一定的差异,这种差异没有随着转速增加而发生明显变化,最大值与最小值之差约为  $0.3^\circ$ 。从结构方面分析,该风扇转子叶片是盘榫结构,转子叶片存在一定的加工误差和装配误差,从而导致叶片叶尖扭转角不一致。从气动方面分析,风扇进气流场并非完全均匀,非均匀流场对旋转的风扇转子叶片有扰动作用,即诱发叶片振动,进而导致叶片叶尖扭转角不一致。对不同稳态转速 300 圈的所有叶片叶尖扭转角测量值进行统计分析,平均值和标准方差如图 8 所示。随机选取 6 号叶片作为研究对象,在不同稳态转速 300 圈单个叶片叶尖扭转角测量值进行统计分析,

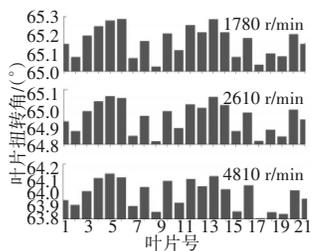


图 7 转速为  $1780$ 、 $2610$ 、 $4810 \text{ r/min}$  时所有叶片叶尖扭转角

平均值和标准方差如图9所示。从图8、9中可见,单个叶片叶尖扭转角的最大标准方差为 $0.01^\circ$ ,明显小于所有叶片叶尖扭转角的最大标准方差 $0.1^\circ$ 。说明在稳态转速条件下采集到的单个叶片叶尖扭转角变化不大,离散程度小,而所有叶片叶尖扭转角离散度较大的原因主要是叶片加工误差、装配误差以及振动等因素导致的。该项测试技术可高精度地辨识出在旋转状态下所有叶片叶尖扭转角的差异。对于评估转子叶片在工作条件下扭转变形的一致性具有重要意义。

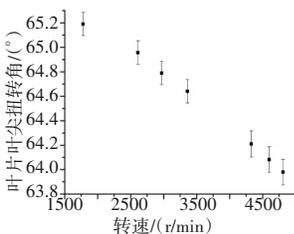


图8 各稳态转速所有叶片叶尖扭转角测量平均值和标准方差

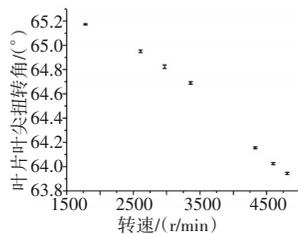


图9 各稳态转速单个叶片叶尖扭转角测量平均值和标准方差(6号叶片)

## 4 结论

(1)提出了基于叶尖定时技术的叶片叶尖扭转角测试技术与方法,并对风扇转子叶片成功地完成了技术验证;

(2)在风扇从起动到最高物理转速过程中,叶片叶尖扭转角减小了 $1.4^\circ$ ,而仿真计算结果为 $1.5^\circ$ ,在误差允许范围内,实测值跟理论计算值具有很好的一致性,验证了转子叶片叶型反扭设计的准确性;

(3)叶片叶尖扭转角测试技术可高精度地辨识出所有叶片的扭转角,所有叶片叶尖扭转角存在一定的差异,在各稳态转速下所有叶片扭转角最大标准方差为 $0.1^\circ$ ,所有叶片扭转角的离散分布是由于叶片加工误差、装配误差、气流扰动和振动等因素导致的;

(4)单个叶片叶尖扭转角在各稳态转速下最大标准方差为 $0.01^\circ$ ,离散分布比较小,主要是由于气流扰动和振动等因素导致的。

叶片叶尖扭转角测试技术实现了对转子叶片叶尖反扭设计评估,也可对叶片叶尖扭转离散度进行评估,测量的叶片叶尖扭转角可为叶型设计修正提供数据支撑,该项测试技术具有重要的工程应用价值。

### 参考文献:

[1] 刚铁. 宽弦空心风扇叶片结构设计及强度分析研究[D]. 南京: 南京

航空航天大学, 2005.

GANG Tie. Research on structural design and stress analysis of hollow fan blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.(in Chinese)

[2] 梁春华. 高性能航空发动机先进风扇和压气机叶片综述[J]. 航空发动机, 2006, 32(3):48-52.

LIANG Chunhua. Overview of advanced fan and compressor blade/vane in high performance aeroengine[J]. Aeroengine, 2006, 32(3):48-52. (in Chinese)

[3] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1):1-15.

CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1):1-15.(in Chinese)

[4] 张德智. 高推重比对航空发动机结构设计的影响[J]. 航空科学技术, 2011, 131(4):38-40.

ZHANG Dezhi. Effect of high thrust-weight ratio on aeroengine structure design. Aeronautical Science and Technology, 2011, 131(4):38-40. (in Chinese)

[5] Kallesoe B S, Hansen M H. Some effects of large blade deflections on aeroelastic stability[C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2009:829-839.

[6] Mahajan A J, Stefko G L. An iterative multidisciplinary analysis for rotor blade shape determination[R]. Monterey: AIAA 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.

[7] 王营, 陶智, 杜发荣, 等. 宽弦空心风扇叶片流固耦合作用下的叶片响应分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12):2177-2183.

WANG Ying, TAO Zhi, DU Farong, et al. Response analysis of fluid and solid coupling characteristics for a wide-chord hollow fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12):2177-2183. (in Chinese)

[8] Liu G L. A new generation of inverse shape design problem in aerodynamics and aerothermoelasticity: concepts, theory and methods [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2000, 72(4):334-344.

[9] 刘杰, 郑宁, 徐朋飞, 等. 整体叶盘结构叶片弹性变形规律及其对风扇气动性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(34):302-306.

LIU Jie, ZHENG Ning, XU Pengfei, et al. Blade flexibility deformation pattern of the blisk structure and its influence on the aerodynamic performance of fan[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(34):302-306.(in Chinese)

[10] 郑贇, 王彪, 杨慧. 跨声速风扇叶片的反扭设计研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(5):147-153.

ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui. Numerical study on blade un-running design of a transonic fan[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(5):147-153. (in Chinese)

[11] 郑贇, 田晓, 杨慧. 跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响[J]. 航

- 空动力学报,2011,26(7):1621-1627.
- ZHENG Yun, TIAN Xiao, YANG Hui. Impact of blade deflection on aerodynamic performance of a transonic fan[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(7):1621-1627.(in Chinese)
- [12] Pesatori E, Dossena V, D' Ippolito G. Stagger angle and pitch-chord ratio effects on secondary flows downstream of a turbine cascade at several off-design conditions[R]. ASME 2004-GT-54083.
- [13] 王永亮, 康达, 钟兢军, 等. 轴流压气机转子叶片预变形设计方法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2017, 38(3):392-396.
- WANG Yongliang, KANG Da, ZHONG Jingjun, et al. Design for pre-deformation of rotor blade for an axial compressor[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2017, 38(3): 392-396.(in Chinese)
- [14] Heath S, Imregun M. A review of analysis techniques for blade tip-timing measurements[C]//International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition. Orlando: American Society of Mechanical Engineers, 1997.
- [15] Heath S, Imregun M. An improved single-parameter tip-timing method for turbomachinery blade vibration measurements using optical laser probes[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1996, 38(10):1047-1058.

(编辑: 贺红井)