

航空发动机叶片振动特性试验研究

杨文鑫, 蔡增杰, 陆锦斌, 王彦芳

(青岛苏试海测检测技术有限公司, 山东 青岛 266109)

摘要: **目的** 通过理论计算和试验验证获得航空发动机叶片一阶弯曲振动频率, 并在一阶弯曲振动模态下获取叶片所受应力与叶片自振频率、叶片振幅之间的关系。**方法** 利用有限元分析软件对叶片进行模态分析, 得到叶片的一阶弯曲振动频率。在振动试验系统上, 通过扫频试验验证叶片发生一阶弯曲共振的频率, 对叶片进行高应力振动试验。**结果** 叶片一阶弯曲振动频率理论计算值为 3584 Hz, 实验值为 3286 Hz, 误差为 8.31%, 满足工程误差小于 10% 的要求。叶片所受应力与叶片自振频率、叶片振幅之间的关系为 $\sigma=1.8759af$ 。**结论** 得到了叶片的一阶弯曲振动频率以及叶片所受应力与叶片自振频率、叶片振幅之间的关系。

关键词: 叶片; 模态分析; 振动试验; 振动特性

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.02.016

中图分类号: TJ07; TH122

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)02-0084-04

Experimental Research on Vibration Characteristics of Aeroengine Blade

YANG Wen-xin, CAI Zeng-jie, LU Jin-bin, WANG Yan-fang
(Qingdao Sushi Haice Testing Technology Co., Ltd, Qingdao 266109, China)

ABSTRACT: Objective To obtain aeroengine blade first-order bending vibration frequency and the relationship between the stress of the blade and the natural frequency of the blade and the amplitude of the blade, through theoretical calculation and experimental verification. **Methods** Finite element analysis software was adopted for modal analysis of blade, the first-order bending vibration frequency was obtained, and the first-order bending vibration frequency of blade was verified by the frequency sweep test on the vibration test system; then high stress vibration test was carried out. **Results** The theoretical calculation value of blade bending vibration frequency was 3584 Hz, and the experimental value was 3286 Hz, the error was 8.31% and the requirement of less than 10% of engineering error was met. The relationship between the stress of the blade and the natural frequency of the blade and the amplitude of the blade was $\sigma=1.8759af$. **Conclusion** The first-order bending vibration frequency of blade and the relationship between stress of blade and the natural frequency of blade and the amplitude of blade are obtained.

KEY WORDS: blade; modal analysis; vibration test; vibration characteristics

航空发动机叶片受力复杂, 工作环境严酷, 叶片振动疲劳损伤故障是整个发动机故障的主要故障模式^[1-2]。因而叶片的振动特性决定着叶片工作的安全性、可靠性及使用寿命, 通过叶片的振动疲劳试验可以得到叶片的疲劳寿命。从目前的研究可以看出, 随

着对研究精度的要求越来越高, 对于叶片仅仅局限于用软件分析以及程序模拟, 已不能满足精度要求^[3-4]。文中在应用软件分析的基础上, 通过在振动试验系统上对叶片进行高应力振动试验, 对振动特性进行了研究, 得到了应力与振幅、频率之间的关系, 从而为进

收稿日期: 2017-08-14; 修订日期: 2017-10-05

作者简介: 杨文鑫(1981—), 男, 陕西西安人, 高级工程师, 主要研究方向为振动、疲劳、力学性能、环境可靠性等第三方实验室检测。

通讯作者: 蔡增杰(1964—), 男, 山东威海人, 硕士, 副教授, 主要研究方向为设备寿命与可靠性等。

一步研究航空发动机叶片的疲劳寿命奠定基础^[5-11]。

1 叶片模态分析

航空发动机涡轮叶片采用 DD6 单晶合金材料^[5]，采用 4 节点四面体单元建立叶片有限元模型，有限元模型坐标系与原几何模型保持一致，整个模型共划分为 103 866 个节点、449 238 个单元，如图 1 所示。

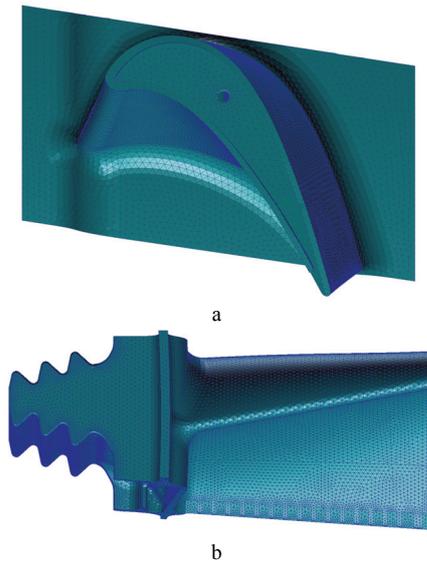


图 1 叶片网格划分

约束叶片榫头表面单元节点的 3 个自由度，进行模态分析。叶片模态分析结果表明，在 0~8000 Hz 范围内，叶片具有 1 个弯曲模态和 1 个扭转模态。其一阶弯曲频率计算结果为 3584 Hz，弯曲振型如图 2 所示。一阶扭转频率计算结果为 5576 Hz，扭转振型如图 3 所示。

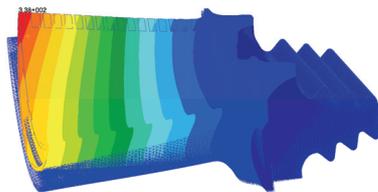


图 2 叶片一阶弯曲振型

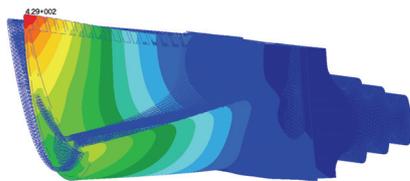


图 3 叶片一阶扭转振型

通过模态分析得到叶片的固有频率，同时可得到一阶弯曲变形与一阶扭转变形，最大变形发生在叶片的顶端。

2 叶片振动试验研究

采用激光多普勒原理，通过单点激励，多点拾振（Simo）激光扫描测振系统测量叶片振动特性。采用共振的原理（如图 4 所示），在叶片一阶弯曲振型固有频率下完成振动试验，其中振动台外观如图 5 所示，将装配体整体安装在振动台上如图 6 所示。

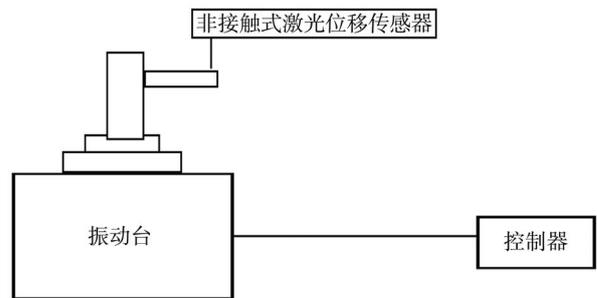


图 4 振动试验控制原理



图 5 振动台外观

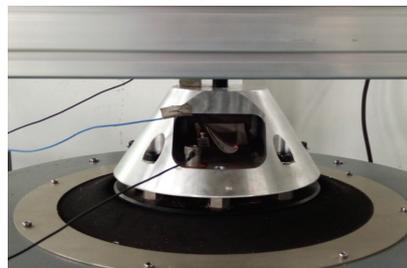


图 6 装配体整体安装

对安装在振动台上的叶片进行正弦扫频试验，通过扫频试验得到在 3286 Hz 附近时叶片发生共振，如图 7 所示。与理论分析所得固有频率相比，误差为 8.31%，满足工程误差小于 10% 的要求。

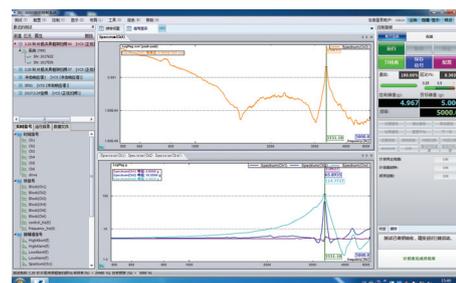


图 7 装配体整体扫频图

3 叶片应力与幅值、频率关系的标定

依据梁的振动理论可推导出叶片叶尖振幅 a 与叶片自振频率 f 的乘积 af ，可以用来表征叶片的应力 σ ，他们之间的关系可表达为 $\sigma=D \cdot af$ ，其中 D 为常数^[1]。为了对叶片的应力与幅值、频率的关系进行标定，在得到共振频率 3286 Hz 的基础上，按 10g, 15g, 20g, 25g, 30g, 35g, 40g 扫频加速度下对三组叶片进行振动试验，对叶片的应力（由测量的应变计算）及振幅进行测量，得到的结果见表 1。测得最大应力点位置（叶片叶盆靠近榫头处气孔旁）如图 8 所示，叶片应力振幅关系标定如图 9 所示。

表 1 应力幅值

频率 f / Hz	振幅 a / mm	应变 ε / ($\times 10^{-6}$)	af 值/ ($\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$)	应力 σ / MPa
3298	0.007	643.5	23.086	42.471
3296	0.0095	858	31.312	56.628
3294	0.0112	1011	36.8928	66.726
3293	0.013	1230	42.809	81.18
3290	0.0155	1501	50.995	99.066
3288	0.018	1730	59.184	114.18
3286	0.0205	1950	67.363	128.7
3297	0.0072	620	23.7384	40.92
3294	0.0092	870.1	30.3048	57.4266
3290	0.0114	1010	37.506	66.66
3293	0.0135	1235	44.4555	81.51
3289	0.0158	1520	51.9662	100.32
3286	0.0187	1730	61.4482	114.18
3285	0.0203	1997	66.6855	131.802
3297	0.0071	670	23.4087	44.22
3294	0.0095	860	31.293	56.76
3290	0.0116	1050	38.164	69.3
3293	0.014	1260	46.102	83.16
3289	0.016	1460	52.624	96.36
3286	0.019	1740	62.434	114.84
3285	0.02	1850	65.7	122.1

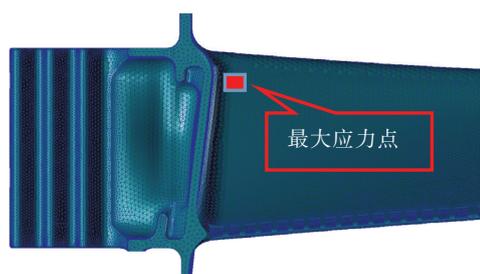


图 8 叶片最大应力点

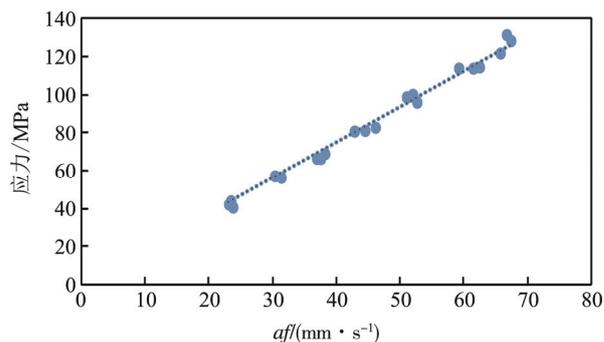


图 9 叶片应力振幅关系标定

采用一元线性回归方程的假设理论，对表 1 的三组叶片的试验数据进行拟合，得到直线回归方程：

$$y=a+bx$$

$$\text{其中： } b = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} = 1.8759; a=0;$$

$$\text{即： } y=1.8759x$$

$$\text{相关系数： } R = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2} \sqrt{\sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2}}$$

$$R=0.994$$

拟合得到 $\sigma=1.8759af$ ，其中 $R=0.994$ ，经线性相关假设检验和拟合优度检验，能够满足要求。

4 结论

1) 对叶片进行模态分析，得到叶片的固有频率，通过振动试验验证了理论分析的正确性。

2) 在振动试验系统上对叶片进行高应力振动试验，对振动特性进行了研究，得到了叶片在不同加速度下的振动的应力及幅值。

3) 通过标定的叶片所受应力与振幅、频率的关系曲线及拟合的表达式，可以实现在试验无法达到超高应力的情况下，对航空发动机叶片的应力进行预测。

参考文献:

- [1] 李全通, 通旭东, 高星伟. 基于试件超高周疲劳试验的叶片高周疲劳寿命估算方法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 32-36.
- [2] 萨昊亮, 李成良, 余启明. 风电叶片疲劳试验振动分析与研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2013, 10(2): 57-59.
- [3] 王梅, 陆山, 古远兴. 喷丸强化对 TC11 合金模拟叶片高周疲劳寿命影响的试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 508-512.
- [4] 刘涛, 范秀杰, 刘伟. 某发动机叶片修改工艺后的振动疲劳试验研究[J]. 测控技术, 2014, 33(4): 113-115.
- [5] 何胜帅, 陈立伟, 强笑辉. 航天叶片发动机高应力振动疲劳试验技术研究[J]. 装备环境工程, 2013, 10(4): 41-45.
- [6] 万里, 李舜酩, 金业壮. 某型发动机压气机第 1 级整流叶片疲劳试验研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 15-17.
- [7] 朱子宏, 沈志强, 高文硕, 等. 夹具特性对振动控制精度影响效应分析[J]. 环境技术, 2016, 10(5): 14-18.
- [8] 寇海军, 张俊红, 林杰威. 航空发动机风扇叶片振动特性分析[J]. 西安交通大学学报, 2014, 48(11): 109-114.
- [9] 张忠平, 孙强, 李春旺, 等. 航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命与 af 值的关系[J]. 应用力学学报, 2006, 23(3): 459-461.
- [10] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193.
- [11] 李春旺, 武晓亮, 柴桥, 等. 航空发动机压气机叶片振动疲劳裂纹扩展规律研究[J]. 应用力学学报, 2016, 33(3): 384-388.