

# 航空发动机涡轮叶片振动模态影响因素研究

李春旺<sup>1,2</sup>, 李海云<sup>3</sup>, 王 澈<sup>1</sup>, 张忠平<sup>1</sup>, 孙 强<sup>1</sup>

(1.空军工程大学理学院,陕西西安,710051;2.西北工业大学航空学院,陕西西安,710072;  
3.94969部队,上海,200436)

**摘要** 分别考虑离心力场、气动力场、温度场及热力场等因素的影响,使用有限元分析软件 ANSYS,对某型航空发动机涡轮叶片工作状态下的振动模态进行分析,并将不同情况下的计算结果与室温静止状态进行比较,发现温度场及离心力场是影响叶片固有振动频率的主要因素,但对叶片的振型影响很小。然后,综合考虑温度场及离心力场的作用,对叶片进行了包含预应力的热固耦合模态分析,得到了叶片工作状态下的固有振动频率及振型。所得结论对航空发动机叶片的设计、改型及使用具有重要的理论意义和工程应用价值。

**关键词** 涡轮叶片;热固耦合;模态分析;预应力;频率;振型

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.01.002

**中图分类号** V235.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)01-0005-05

## A Study of Influencing Factors on Frequencies and Mode Shapes of Aeroengine Turbine Blades

LI Chun-wang<sup>1,2</sup>, LI Hai-yun<sup>3</sup>, WANG Che<sup>1</sup>, ZHANG Zhong-ping<sup>1</sup>, SUN Qiang<sup>1</sup>

(1. Science College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. Unit 94696, Shanghai 200436, China)

**Abstract:** The mode of a certain type aeroengine turbine blades under the condition of operating regime is analyzed by using the finite elements analysis (FEA) software ANSYS in consideration of influence factors from centrifugal field, aerodynamic field, temperature and thermal field separately. It is found that centrifugal field and temperature field are the main factors influencing the natural frequency by comparing the frequencies and mode shapes with those of stationary ones at room temperature. But they have less influence on the blades' mode shapes. And then, thermal-structure coupling modal analysis of the blades is conducted in consideration of the effects of centrifugal field and temperature field simultaneously. At the same time, natural frequencies and mode shapes of the blades are obtained in working condition. The conclusion obtained in this paper is of great significance and engineering practical value to the design, retrofit and use of aeroengine blades.

**Key words:** turbine blade; thermal-structure coupling; modal analysis; prestress; frequency; mode shape

叶片是航空发动机的关键部件,其完好程度及工作可靠性直接影响发动机的整机性能和飞行安

收稿日期:2013-05-16

基金项目:国家自然科学基金资助项目(10804130)

作者简介:李春旺(1977-),男,陕西富平人,讲师,博士(后),主要从事航空结构的振动、疲劳与断裂研究。E-mail: Li-chw@163.com

**引用格式:**李春旺,李海云,王澈,等.航空发动机涡轮叶片振动模态影响因素研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(1):5-9. LI Chunwang, LI Haiyun, WANG Che, et al. A study of influencing factors on frequencies and mode shapes of aeroengine turbine blades[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(1): 5-9.

全<sup>[1]</sup>。随着发动机性能的提高,空气流量的加大,工作叶片变得薄而长,容易出现振动问题,并导致叶片裂纹甚至断裂<sup>[2-5]</sup>。然而,由于振动问题远比静力问题复杂<sup>[6-7]</sup>,研究工作中各种因素对发动机叶片固有振动频率及模态的影响必要且非常迫切。

以往人们研究发动机叶片的振动模态时,关注较多的是叶片的形状、结构、装配形式<sup>[8]</sup>及尾流激振<sup>[9]</sup>等因素,而就工作环境对叶片固有振动频率及振型的影响关注较少。实际工作中,离心力场、气动力场、温度场及热力场等因素都会使叶片材料的机械性能发生变化或在叶片内部产生预应力,从而导致应力刚化现象,进而影响叶片的固有振动频率及振型。徐自力<sup>[10]</sup>等在考虑温度场及离心力场的情况下分析了T型叶根三联叶片的模态,但没有考虑温度变化及分布对叶片机械性能的影响,且主要是将非稳态气流力作为激振力来考虑<sup>[11]</sup>。孙强<sup>[12]</sup>等仅考虑了恒定温度场的情况,没有考虑叶片不同部位温度差异引起机械性能的差异及热应力场的影响。马利<sup>[7]</sup>等则侧重于温度对振动可靠性的研究。本文使用有限元分析软件 ANSYS,在计算某型航空发动机涡轮二级叶片室温静频的基础上,分别研究了离心力场、气动力场、温度场及热力场对振动模态的影响,并将计算结果进行了对比。

## 1 叶片振动微分方程

运用 Hamilton 原理<sup>[13]</sup>,可得:

$$M\ddot{X}(t) + M_c\dot{X}(t) + KX(t) = F \quad (1)$$

表 1 不同温度下 K4002 合金材料参数

Tab.1 Mechanical parameters of K4002 with different temperature

参数	20 °C	100 °C	200 °C	300 °C	400 °C	500 °C	600 °C	700 °C	800 °C	900 °C	1 000 °C
$E$	194	188	185	181	176	169	163	156	151	149	135
$\gamma$	0.223	0.204	0.206	0.206	0.223	0.190	0.198	0.199	0.217	0.286	0.253
$\lambda$	—	—	8.37	8.79	9.63	10.47	12.14	14.24	16.33	18.42	20.93
$\alpha$	—	1.23	1.26	1.29	1.31	1.34	1.37	1.41	1.45	1.51	1.57

表 2 各种情况叶片固有振动频率

Tab.2 Natural frequency of the blade

阶次	室温静频	离心力场			气动力场			温度场			温度场及热力场			综合		
		频率	绝对偏差	相对偏差	频率	绝对偏差	相对偏差*	频率	绝对偏差	相对偏差	频率	绝对偏差	相对偏差*	频率	绝对偏差	相对偏差
1	558.49	732.02	173.53	31.07	558.72	0.23	4.12	490.3	-68.19	-12.10	490.38	0.08	1.63	681.89	123.4	22.10
2	1 547.00	1 634.00	87.00	5.62	1 547.20	0.20	1.29	1 356.6	-190.40	-12.31	1 356.60	0.00	0.00	1 454.80	-92.2	-5.96
3	2 574.70	2 668.40	93.70	3.64	2 576.40	1.70	6.60	2 241.4	-333.30	-12.95	2 241.60	0.20	0.89	2 334.60	-240.1	-9.33
4	2 944.20	3 052.10	107.90	3.66	2 946.80	2.60	8.83	2 550.2	-394.00	-13.38	2 550.60	0.40	1.57	2 691.80	-252.4	-8.57
5	5 269.30	5 445.30	176.00	3.34	5 271.70	2.40	4.55	4 603.4	-665.90	-12.64	4 604.20	0.80	1.74	4 806.00	-463.3	-8.79
6	7 349.60	7 445.80	96.20	1.31	7 356.10	6.50	8.84	6 379.5	-970.10	-13.20	6 380.90	1.40	2.19	6 500.70	-848.9	-11.55

注: \* 该列数据乘以  $10^{-2}$

式中: $X(t)$ 为系统结点位移向量; $\dot{X}(t)$ 和 $\ddot{X}(t)$ 分别为速度向量及加速度向量; $M$ 为系统的质量矩阵, $M_c$ 为系统的阻尼矩阵; $K$ 为叶片的刚度矩阵; $F$ 为叶片受到的周期性外加激振力。

叶片在工作状态受到离心力场、气动力场、温度场及热力场的影响,将产生附加刚度矩阵,导致应力刚化现象并影响叶片的振动模态,在方程(1)中表现为刚度矩阵发生变化,本文暂且将各种场产生的附加刚度矩阵分别记为 $K_c$ 、 $K_p$ 、 $K_{th}$ 和 $K_t$ 。

当周期性外加激振力为零时,叶片处于自由振动状态,对应的方程为自由振动微分方程,解此方程可得叶片的固有振动频率。如果将叶片的初始刚度矩阵记为 $K_0$ ,同时考虑到一般情况下阻尼对叶片振动影响较小,可以忽略不计,振动微分方程变为:

$$M\ddot{X}(t) + (K_0 + K_c + K_p + K_{th} + K_t)X(t) = 0 \quad (2)$$

利用有限元方法分析叶片的振动模态,就是在考虑不同附加刚度矩阵的情况下,求解方程(2)。

## 2 叶片振动模态分析

某型航空发动机涡轮二级叶片材料为高温合金 K4002,其密度为 $\rho = 8.5 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ ,其它材料参数在不同温度下的数值见表 1<sup>[14]</sup>。表中第一栏为温度, $E$ 为弹性模量( $10^9 \text{ N/m}^2$ ), $\gamma$ 为泊松比, $\lambda$ 为热导率( $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{°C})$ ), $\alpha$ 为热膨胀系数( $10^{-5}/\text{°C}$ )。分别对室温静态、离心力场、气动力场、温度场、热力场对叶片模态的影响进行分析,叶片的振动频率见表 2,叶身的应力分布见图 1。

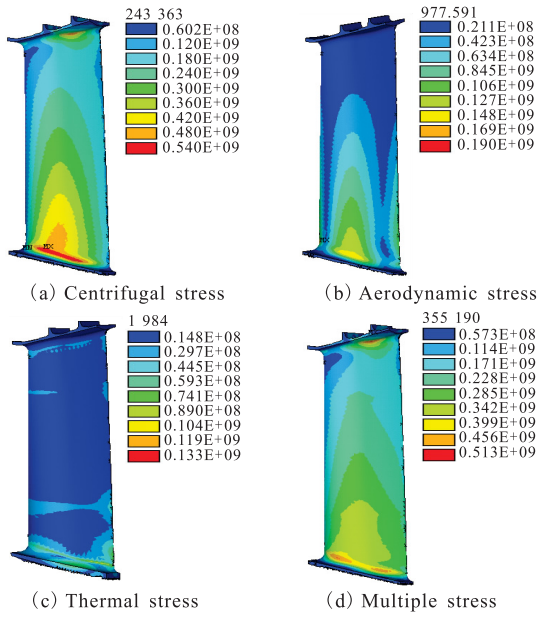


图 1 叶身应力分布

Fig.1 Stress distribution of the blade

### 2.1 室温静态模态分析

模态分析之前,首先建立叶片的有限元模型。建模时所选取直角坐标系的 X 轴沿发动机主轴方向, Y 轴沿周向, Z 轴沿径向,利用 UG 建立叶片的实体模型。之后,将实体模型导入有限元软件 ANSYS 中,采用 20 节点六面体单元 Solid95 划分网格,共划分了 132 068 个单元,183 298 个节点。

室温静态模态分析,就是在除  $K_0$  以外其它附加刚度矩阵为零的条件下求解方程(2),求解过程中,采用 20 °C 时的材料参数,并考虑到振动下传<sup>[10]</sup>对叶片固有振动频率及振型的影响,固支叶片棕树形榫头的第 1 到第 5 级榫齿,计算结果见表 2,振型见图 2。可见,叶片的一阶振动为沿 Y 轴方向的一弯振动,对应的频率为 558.49 Hz,二阶振动为沿 X 轴方向一弯振动,对应的频率为 1 547.00 Hz,后续各阶均为弯扭组合振动。

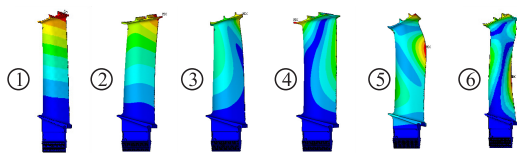


图 2 室温静态叶片振型

Fig.2 Mode shapes at room temperature

### 2.2 离心力场对模态的影响

研究离心力场对模态的影响时,方程(2)中,  $K_0$ 、 $K_c$  不等于零,  $K_p$ 、 $K_{th}$  和  $K_t$  都等于零,材料参数及边界约束与室温静态相同。计算过程中,首先按发动机的最大转速<sup>[14]</sup>,给叶片施加绕发动机转轴(X 轴)1 323.7 rad/s(12 640 r/min)的旋转角速度(见图 3),对叶片进行结构分析,得到叶片的离心应力

分布(见图 1(a)),然后以离心应力为预应力,对叶片进行模态分析,得到叶片的振动频率见表 2。数据显示,相较于室温静态,离心力场作用下的叶片各阶振动频率都有所增大,其中变化最大的一阶频率,即沿 Y 轴方向的一阶弯曲振动,频率值改变了 173.53,相对变化为 31.07%。其次是二阶振动,即沿 X 轴方向的一阶弯曲振动,频率值改变了 87.00,相对变化为 5.62%。其余各阶振动频率的变化均不大,且整体相对变化量呈逐渐减小趋势。离心力场对一阶振动频率影响较大是因为其节线在叶根部位,而叶根部位正好是离心应力最大部位,即离心应力对叶片刚度影响最强的部位。这也说明,一阶弯曲振动是该叶片最危险的振动模式,也是该型发动机在工作中最需要关注且必须避开的振动模式。

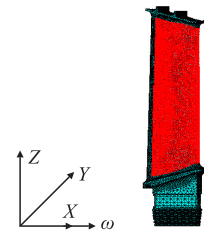


图 3 离心及气动力场

Fig.3 Centrifugal and aerodynamic field

### 2.3 气动力场对模态的影响

分析叶片气动力场对叶片模态的影响时,方程(2)中,  $K_0$ 、 $K_p$  不等于零,  $K_c$ 、 $K_{th}$  和  $K_t$  都等于零,材料参数及边界约束与室温静态相同。计算过程中,首先在叶盆面施加 0.15 MPa 的气动载荷<sup>[14]</sup>,见图 3。对叶片进行结构力学分析,得到叶片的气动应力分布见图 1(b),然后,以气动应力为预应力,分析叶片的振动模态,得到叶片的振动频率见表 2。

表 2 数据显示,相比于室温静态,气动力场对叶片振动频率的影响不超过 0.1%。原因是气动应力的量值不大,最大值仅为 190 MPa,且大应力区域较小,导致附加刚度矩阵也较小,所以,分析叶片工作状态下的振动模态时,可以忽略气动力场的影响。

### 2.4 温度场对模态的影响

考虑温度场对叶片振动模态的影响时,分为热分析和结构分析 2 部分,属于热固耦合分析,首先需要定义热单元,而且热单元要和结构单元相匹配,二者的形状及节点数要一致,本文选用的热单元为 Solid90,结构单元为 Solid95。

表 3 显示了叶片在最大工作转速下不同部位的温度测量值<sup>[14]83-116</sup>,按照表 3 的数据对叶片加载温度边界(图 1),并按表 1 的数据设置材料参数,对叶片进行热分析,得到叶片的温度场见图 4。然后,将热单元转换为结构单元,进行温度场耦合,对叶片进

行模态分析。模态分析时,方程(2)中 $\mathbf{K}_0$ 、 $\mathbf{K}_t$ 不等于零, $\mathbf{K}_p$ 、 $\mathbf{K}_{th}$ 和 $\mathbf{K}_c$ 都等于零,边界约束与室温静态相同,计算结果列于表2之中。

表2数据显示,考虑温度场后,相比于室温静态,叶片的各阶振动频率都有所降低。原因是温度越高,叶片的弹性模量越小,刚度矩阵变化越大。

表3 叶片不同部位温度

Tab.3 The blade's temperature at given locations

部位	锁颈	叶根	1/4叶高	1/2叶高	3/4叶高	叶冠
T/°C	734	875	920	918	900	838

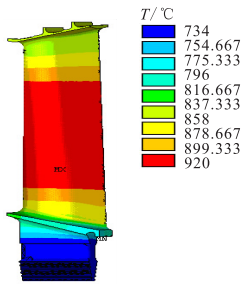


图4 温度分布云图

Fig.4 Temperature distribution

## 2.5 热力场对模态的影响

考虑热应力对叶片振动模态的影响时,计算边界条件与2.4节完全相同,只是在得到叶片温度场并将其耦合到结构单元后,先进行结构分析,得到叶片的热应力,然后再以热应力为基础对叶片进行含预应力的模态分析,此时,方程(2)中, $\mathbf{K}_0$ 、 $\mathbf{K}_{th}$ 和 $\mathbf{K}_t$ 不等于零, $\mathbf{K}_p$ 、 $\mathbf{K}_c$ 等于零,计算结果列于表2之中。

表2显示,与只考虑温度场时的计算结果相比,热应力几乎不影响叶片的固有振动频率。原因是热应力的量值较小,最大值仅为133 MPa,大应力区域也较小,导致附加刚度矩阵很小,见图1(c),所以,分析叶片工作状态下的振动模态时,可以忽略热应力的影响。

## 2.6 综合模态分析

由上述分析可知,影响叶片振动模态的主要因素是离心力场和温度场,分析叶片的振动模态时需要综合考虑离心力场和温度场的影响,此时叶片的自由振动微分方程为:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}}(t) + (\mathbf{K}_0 + \mathbf{K}_c + \mathbf{K}_t)\mathbf{X}(t) = 0 \quad (3)$$

分析过程分3步:①如2.4节所述进行热分析,得到叶片的温度场并将其耦合到结构单元;②加载离心力场,进行结构分析,得到考虑温度场的离心应力分布,见图1(d);③以离心应力场为预应力对叶片进行模态分析,得到叶片的固有振动频率(见表2)及各阶振型(见图5)。

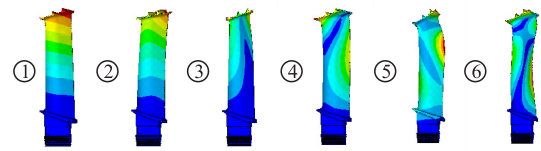


图5 合状态叶片振型

Fig.5 Mode shapes in multiple fields

表2数据表明,在温度场和离心力场的综合作用下,叶片的各阶固有振动频率均发生变化,其中一阶振动频率增大,其余各阶频率减小。说明对于一阶频率,离心力场比温度场的影响大,而对于其余各阶频率,温度场比离心力场的影响大。另外,由图5可以看出,综合作用下,叶片的一阶振动仍然为沿Y轴方向的一弯振动,对应的频率为681.89 Hz,二阶振动仍然为沿X轴方向的一弯振动,对应的频率为1454.8 Hz,后续各阶均为弯扭组合振动。而且,除三、四阶振动的节线位置稍有变化外,其余各阶振型图和室温静态下基本相同,因此可以看出所考虑的各种因素对叶片的振型影响很小。

## 3 结论

本文对工作环境中各种因素对发动机叶片固有振动频率及模态的影响进行了研究,得出了结论:

1)离心力场、气动力场、温度场及热力场等因素对叶片的振动型态影响很小。

2)气动力场及热力场几乎不影响叶片的振动频率,在分析叶片的振动模态时,可以忽略这2个因素,但必须考虑离心力场及温度场的影响。此时叶片的自由振动微分方程可以近似为:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}}(t) + (\mathbf{K}_0 + \mathbf{K}_c + \mathbf{K}_t)\mathbf{X}(t) = 0$$

3)离心力场导致叶片的振动频率增大,但工作环境温度场导致叶片频率减小。

4)在离心力场和温度场的共同作用下,叶片工作状态下的固有振动频率发生明显变化,其中一阶频率增大,其余各阶频率减小。

## 参考文献(References):

- [1] 金向明,高德平,蔡显新,等.整体离心叶轮叶片的振动可靠性分析[J].航空动力学报,2004,19(5): 610-613.  
JIN Xiangming, GAO Deping, CAI Xianxin, et al. Analysis of integrated centrifugal impeller blade vibration reliability [J]. Journal of aerospace power, 2004,19(5): 610-613.(in Chinese)
- [2] Troshchenko V T, Prokopenko A V. Fatigue strength of gas turbine compressor blades [J]. Engineering failure analysis, 2000, 8(2): 209-220.

- [3] Naeem M, Singh R, Probert D. Implication of engine deterioration for a high-pressure turbine blades low-cycle fatigue (LCF) life-consumption[J]. International journal of fatigue, 1999, 21(3): 831-847.
- [4] 李润泽,李琳.跨声速工况下流体诱发叶片振动研究[J].航空动力学报,2008,23(4):747-753.  
LI Runze, LI Lin. An investigation of flow induced blade vibrations at the transonic operating condition [J]. Journal of aerospace power, 2008, 23(4): 747-753. (in Chinese)
- [5] 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.  
LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. Chinese journal of applied mechanic, 2011, 28(2):189-193. (in Chinese)
- [6] Wei F S. Analytical dynamical model improvement using vibration test data[J]. AIAA journal, 1998, 28(1): 23-25.
- [7] 马利,解江,续斌,等.工作环境下的叶片振动可靠性研究[J].汽轮机技术,2007,49(1):40-42.  
MA Li, XIE Jiang, XU Bin, et al. Study on blade vibration reliability under working environment [J]. Turbine technology. 2007, 49(1): 40-42. (in Chinese)
- [8] 谢永慧,吴君,张荻,等.具有整体围带和凸台拉筋汽轮机长叶片阻尼振动特性实验研究[J].汽轮机技术, 2011, 53(2): 81-84.  
XIE Yonghui, WU Jun, ZHANG Di, et al. Experimental study on vibration characteristics of a steam turbine blade with integral shroud and tie wire [J]. Turbine technology, 2011, 53(2): 81-84. (in Chinese)
- [9] 邱睿,郝艳华.尾流激振情况下叶片振动应力预估方法[J].华侨大学学报:自然科学版,2009,30(5):492-495.  
QIU Rui, HAO Yanhua. Method to predict the blade vibration stress induced by wake influence [J]. Journal of huaqiao university: natural science edition, 2009, 30(5): 492-495. (in Chinese)
- [10] 徐自力,潘永岳,肖长江,等.振动下传对T型叶根三联叶片模态阶序的影响[J].动力工程,2006,26(2): 207-210.  
XU Zili, PAN Yongyue, XIAO Changjiang, et al. The influence of root-wards infiltrated vibration on its mode order in vase of interconnected blade triplets with "T" roots [J]. Journal of power engineering, 2006, 26(2): 207-210. (in Chinese)
- [11] 徐自力,谢浩, Park Jong-Po, 等.成组叶片振动特性的三维数值模拟及实验研究[J].西安交通大学学报, 2003, 37(7): 678-682.  
XU Zili, XIE Hao, Park Jong-Po, et al. Three-dimensional numerical simulation and experimental study on vibratory modes of group blade [J]. Journal of Xi'an jiaotong university, 2003, 37(7): 678-682. (in Chinese)
- [12] 孙强,张忠平,柴桥,等.航空发动机压气机叶片振动频率与温度的关系[J].应用力学学报,2004,21(4): 137-139.  
SUN Qiang, ZHANG Zhongping, CHAI Qiao, et al. Temperature effect on vibration frequency of aero-engine compressor blade [J]. Chinese journal of applied mechanic, 2004, 21(4): 137-139. (in Chinese)
- [13] 谢永慧,张荻.汽轮机阻尼围带长叶片振动特征研究[J].中国电机工程学报,2005,25(18):86-90.  
XIE Yonghui, ZHANG Di. Numerical modal for vibration characteristic of steam turbine blade with damped shroud [J]. Proceedings of the CSEE, 2005, 25(18): 86-90. (in Chinese)
- [14] Rolls-Royce limited derby engine division. Spey Mk202 frequency characteristics of LP turbine rotor blades [R]. Aero stress report, ASR3706, 1971.

(编辑:徐敏)