

基于热固耦合预应力的发动机叶片模态分析方法

李春旺¹, 王 澈², 李 强¹, 武晓亮¹, 张忠平¹

(1.空军工程大学理学院,西安,710051; 2.空军工程大学装备管理与安全工程学院,西安,710051)

摘要 发动机叶片在工作环境中承受着热载荷、离心载荷和气动载荷的共同作用,导致材料的机械性能发生变化,使得发动机叶片振动频率及形态与室温静止状态有所不同。为了综合考虑各种因素的共同影响,准确分析发动机叶片在实际工作状态下的固有振动频率及振型,运用有限元分析软件 ANSYS,由热分析得到叶片的温度场,并将其耦合到结构分析单元,进行结构分析得到叶身的热应力分布后,施加离心载荷与气动载荷,对叶片进行重新启动分析,得到叶片的综合应力分布,并以此为预应力对叶片进行模态分析,计算叶片工作状态下的固有振动频率及振型。分析中综合考虑了温度场及应力场对叶片模态的影响,找到了基于热固耦合预应力的发动机叶片模态分析方法。

关键词 发动机叶片,热固耦合,预应力,模态分析

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2016.02.001

中图分类号 V235.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2016)02-0001-04

Modal Analysis of Aero-engine Blade Based on Thermal-structure Coupling Pre-stressing Force

LI Chunwang¹, WANG Che², LI Qiang³, WU Xiaoliang¹, ZHANG Zhongping¹

(1. Science College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. Equipment Management and Safety Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aero-engine blades bear the common act of thermal load, centrifugal load and aerodynamic load under conditions of working. These loads will not only change the mechanical performances of the blade material, but also make the natural frequency and mode shapes of the blade different from the stationary ones at room temperature. All the factors are considered accurately by using finite elements analysis (FEA) software ANSYS during modal analysis. The working temperature of blades is obtained from thermal analysis first, and then is coupled to structure elements to calculate the thermal stress of the blade by using structural analysis. After obtaining the thermal stress, the FEA is restarted by applying centrifugal load and aerodynamic load to study multiple stresses of the blade. At last, taking the multiple stresses as pre-stressing force, natural frequency and mode shapes of the blade are analyzed under conditions of working. The paper synthesizes both temperature and stress influence on blade modal, and a modal analysis method of aero-engine blade is obtained based on thermal-structure coupling pre-stressing force. And this

收稿日期:2014-06-03

基金项目:国家自然科学基金(5157552);陕西省自然科学基金(2015JM5240);空军工程大学理学院博士(后)基金(2013BSKYQD09)

作者简介:李春旺(1977-),男,陕西富平人,副教授,博士(后),主要从事航空材料及其结构的强度、模态及疲劳寿命分析。

E-mail:Li_chw@163.com.

引用格式:李春旺,王澈,李强,等.基于热固耦合预应力的发动机叶片模态分析方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2016,17(1):1-4. LI Chunwang, WANG Che, LI Qiang, et al. Modal Analysis of Aero-engine Blade Based on Thermal-structure Coupling Pre-stressing Force[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(1): 1-4.

method has an important theoretical meaning and engineering practical value.

Key words: aero-engine blade; thermal-structure coupling; pre-stressing force; modal analysis

据统计,由航空发动机转子叶片共振^[1-3]引起叶片疲劳损伤^[4-5]从而造成的发动机故障,占发动机零件疲劳故障的30%~40%^[6-7]。因此,对压气机、涡轮叶片进行模态分析,得到叶片在工作状态下的振动频率及振型,并以此为依据在实际工作中避免共振,具有非常重要的现实意义^[8-9]。

叶片工作时所处环境温度较高且处处不同,使叶片各个部位的机械性能发生变化,并在叶身产生一个热应力场^[10],同时叶片在工作时会受到自身离心力以及叶栅中气体的净压力,这些载荷使叶片的振动频率及模态与室温静态时存在一定的差异,从而给叶片的设计改型及强度分析带来新的挑战,需要充分考虑各种载荷所产生的应力对叶片振动频率及振型的影响^[11]。因此在研究叶片的工作模态时,必须考虑温度场和应力场的综合效果,进行热固耦合预应力的模态分析^[12]。

本文以大型通用软件 ANSYS^[13]为平台,采用基于热固耦合预应力的模态分析方法,对某型航空发动机叶片的模态进行了研究。

1 有限元模型

在基于热固耦合预应力的模态分析中,要对叶片分别进行热分析和结构分析,所以需要定义热、结构2种单元,且单元的形状及节点数要一致。为了能够尽可能准确地反映叶片的真实几何形状,采用20节点六面体热单元 Solid90 或结构单元 Solid95 对叶片进行网格划分。所研究叶片的材料为高温合金 K4002,其材料性能参数见文献^[14]中表1。

2 有限元分析

由于温度场影响叶片的机械性能,改变离心应力及气动应力的分布,进而影响叶片的模态,因此考虑热固耦合预应力的模态分析应包括温度场分析、热应力分析、结构力学分析和模态分析4个方面。

2.1 温度场分析

建立温度场分析有限元模型时,采用热分析单元 Solid90 对叶片实体模型进行网格划分,并根据文献^[14]中表1和表3定义材料参数、施加温度边界^[15],建立起叶片完整的温度场分析有限元模型,见图1。

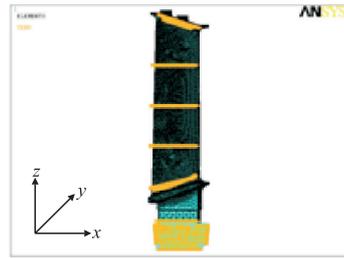


图1 叶片模型、约束及温度边界

Fig.1 Model, restrain and bound temperature

进行结构建模时首先需将温度场分析设置写入热分析文件。在 ANSYS 软件预处理模块物理特性分项的环境设置中选择“Write”,在弹出的对话框中命名后进行写入。完成后,再选择“Clear”,清除温度场分析设置,进行结构分析设置:定义叶片的弹性模量、泊松比、热膨胀系数等参数,并结合实际安装情况,对叶片棕树形榫头的第1到第5级榫齿进行固支(图1)后写入结构分析文件。需要说明的是,对于带冠涡轮叶片,工作过程发生振动时相邻叶片叶冠之间的干摩擦将会影响固有频率^[16],精确计算固有频率时需要考虑。但本文旨在阐述温度场及应力场综合作用下叶片模态的分析方法,因此,对边界条件做了简化,没有考虑叶冠接触的影响。

然后再选择“Read”,读取温度场分析文件,点击“Solve”对叶片进行温度场分析,即可得到叶片整体温度分布,见图2,叶片温度最大值位于叶身中央,叶根叶尖温度相对较低,基本呈对称分布。

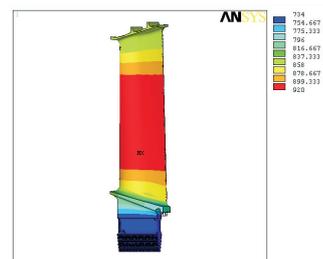


图2 温度分布

Fig.2 Temperature distribution

2.2 热应力分析

温度场分析结束后,即可进入热应力分析模块,此时需要先进行单元的转换,即在预处理模块的“Element Type”下的“Switch Elem Type”中选择“Thermal to struc”,将热单元 Solid90 转换为相应的结构单元 Solid95。接下来即可进行材料结构参数设置及边界约束,如果前面已经将结构分析设置写入文件,可直接点击“Read”读取。

在进行热应力分析时,要以整个叶片的温度场为初始条件,所以需要在预处理模块的载荷加载中给叶片施加温度载荷。此时温度载荷的来源为热分析的结果文件,加载时选择“From File”选项,在弹出的对话框中选取温度场分析结果文件,将所有热单元结点的温度耦合到结构单元的结点中。然后点击“Solve”,开始热应力分析,得到的叶身热应力分布,见图 3。从图中可以看出,叶身整体热应力较小,叶根处及叶身与叶冠连接处热应力相对较大,其因为这 2 个部位结构相对复杂,导致温度梯度较大,从而使得热应力较高。

2.3 结构应力分析

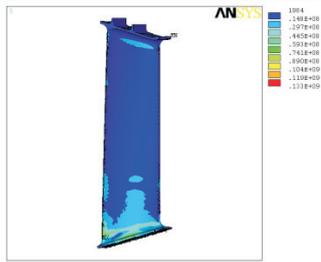


图 3 叶身热应力

Fig.3 Thermal stress distribution

叶片在工作状态下,不仅由于各部位的温度不同而承受热应力,更因绕轴高速旋转而承受较大的离心力,同时由于叶栅中压力面和吸力面气体压强不同而承受一定的净压力,这些载荷都会对叶片的固有振动频率及振型产生影响。虽然在实际工作中,叶片压力面与吸力面的压差处处不同,而且时时变化,但发动机在同一转速工作时这种变化并不是很大,所以计算过程中将其近似为常量。分析时根据发动机的额定转速 12 640 r/min,给整个系统施加绕轴 132 3.7 rad/s 的角速度以模拟离心力,并在压力面施加 0.15 MPa 的气体压强^[14]。

接下来以热应力分析结果为基础,对叶片进行重新启动分析,考察叶片在温度场、离心力和气体压强共同作用下的效果,即热应力、离心应力和压应力的合成分布,结果见图 4。从图中可以看出,叶身的总体应力分布大概呈火焰形,最大应力位于叶根背面,

达到 513 MPa,次最大应力位于叶冠与叶身连接处,叶身大部分区域应力较大。所以在对叶片进行工作状态下的模态分析时,必须考虑温度场对材料机械性能的影响及各种载荷的综合应力,进行基于热固耦合预应力的模态分析。

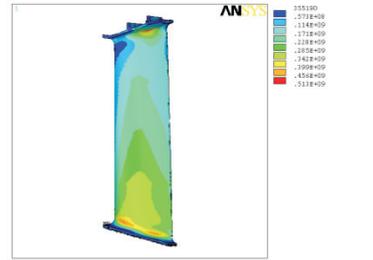


图 4 叶身总体应力

Fig.4 Multiple stresses distribution

2.4 模态分析

对叶片进行工作状态下的模态分析,就是以工作温度场为基础,将叶片在实际工作中受到热载荷、离心载荷和气动载荷时所产生的综合应力作为预应力,对叶片进行分析时。对该型叶片模态分析,先得到叶片的各阶振动频率见表 1,接着进行模态扩展,即可得到相应的振型图^[14]。

与室温静态相比,在综合考虑温度场及各种载荷的工作状态下,虽然振型及其顺序没有变化,一阶仍是周向一弯振动,二阶仍是轴向一弯振动,但频率差异较大。叶片的一阶固有振动频率增大,其余各阶减小,一阶频率相对变化最大,达到 22.10%,这是应力场与温度场综合作用的结果。附加应力场的应力刚化效果使得叶片刚度增加,导致固有频率增大;而温度升高使得叶片刚度降低,导致固有频率减小,二者的共同作用效果,要看哪个因素更占优。一阶周向弯曲振动频率增大,是因为其节线位于应力最大的叶片根部,应力刚化比温度场对该阶频率的影响更为显著;而节线同样位于叶根的一阶轴向弯曲振动频率却减小,说明温度场对该阶频率的影响比应力刚化更显著;三到八阶振动频率也减小,同样说明温度场对相应各阶频率的影响更显著。因此在研究叶片工作状态下的模态尤其是固有振动频率时,需要考虑工作温度场及热构载荷的影响。

表 1 叶片固有振动频率

Tab.1 Natural frequency of the blade

状态	一阶	二阶	三阶	四阶	五阶	六阶	七阶	八阶
室温静态/Hz	558.49	1 547.0	2 574.7	2 944.2	5 269.3	7 349.6	8 611.9	9 299.2
工作状态/Hz	681.89	1 454.8	2 334.6	2 691.8	4 806.0	6 500.7	7 629.5	8 363.2
偏差/%	22.10	-5.96	-9.33	-8.57	-8.79	-11.55	-11.41	-10.07

3 结论

根据实际工作环境,在对某型航空发动机叶片进行温度场分析,得到叶身热应力的基础上,进行结构分析,得到温度场、离心力和气体压强共同作用下的综合应力,以此为预应力对叶片进行了模态分析,构建了基于热固耦合预应力的模态分析方法,并得到以下结论:

1)与室温静态相比,叶片工作状态下的各阶振型及其顺序没有变化。因此在研究叶片工作状态下的模态时,主要考虑温度场及载荷对各阶频率的影响,使发动机的工作转速避开各阶固有频率所对应的外加激振力频率。

2)考虑工作状态温度场及综合载荷时所得到的叶片各阶固有振动频率与室温静态相比有较大的变化,变化最大的一阶振动频率增大了22.10%。因此在对叶片进行模态分析时,需要考虑工作温度场及各种应力对叶片的影响,进行基于热固耦合预应力的模态分析。

3)应力刚化导致固有频率增大,温度升高导致固有频率减小。对于所研究涡轮叶片的一阶周向弯曲振动,应力刚化比温度场的影响更为显著,而对其它各个振型,温度场比应力刚化的影响更为显著,因此,与室温静态相比,考虑温度场及载荷时叶片的一阶固有振动频率增大,二到八阶固有振动频率减小。

参考文献(References):

- [1] 陈光.航空发动机结构设计分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2006.(in Chinese)
- [2] TROSHCHENKO V T, PROKOPENKO A V. Fatigue Strength of Gas Turbine Compressor Blades [J]. Engineering Failure Analysis, 2000, 7(2): 209-220.
- [3] 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 Mechanics, 2011, 28(2):189-193. (in Chinese)
- [4] LOHR R D, ELLISSION E G. A Simple Theory for Low Cycle Multiaxial Fatigue[J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1980, 3: 1-17.
- [5] LI Jing, LI Chunwang, QIAO Yanjiang, et al. Fatigue Life Prediction for Some Metallic Materials under Constant Amplitude Multiaxial Loading[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 38(6):10-23.
- [6] 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)
- [7] 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(4): 831-847.
- [8] KIM Hyo-Jin . Fatigue Failure Analysis of Last Stage Blade on a Low Pressure Steam Turbine[J]. Engineering Failure Analysis, 1998, 6(1):93-100.
- [9] 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, ParkJong-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)
- [10] 孙建建,王宏光.气膜冷却叶片热应力和振动特性的计算分析[J].上海理工大学学报,2010,32(5):488-492
SUN Jiankui, WANG Hongguang. Analysis on Thermal Stress and Vibration of Film-Cooling Blade[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2010, 32(5):488-492.(in Chinese)
- [11] 李润泽,李琳.跨声速工况下流场诱发叶片振动研究[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)
- [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 Mechanics, 2004, 21(4), 137-139. (in Chinese)
- [13] 祝发华,余志祥.ANSYS高级工程有限元分析范例精选[M].北京:电子工业出版社,2004.
ZHU Xiaohua, YU Zhixiang. Selection of Examples about Senior Engineering Finite Element Analysis [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2004.(in Chinese)
- [14] 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. Study on Frequencies and Mode Shapes of Aeroengine Turbine Blades and Its Influencing factors [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2014, 15(1): 5-9. (in Chinese)
- [15] Rolls-Royce Limited Derby Engine Division, Spey Mk202 Frequency Characteristics of LP Turbine Rotor Blades[R]. Aero Stress Report, ASR3706, 1971, 83-116.
- [16] 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 Case of Interconnected Blade Triplets with "T" Roots [J]. Journal of Power Engineering, 2006, 26(2): 207-210. (in Chinese)

(编辑:徐敏)